

UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID.
DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS
CONTINUOS Y TEORÍA DE ESTRUCTURAS.



Grado en Ingeniería Mecánica.

MODELIZACION DE IMPACTOS DE MATERIAL
COMPUESTO CONTRA CELULA DE CARGA.

Madrid, 2015

Autor: Álvaro López Toledo

Tutor: ALBERTO MATA DÍAZ

RESUMEN.

En el presente trabajo fin de grado se han desarrollado dos modelos numéricos correspondientes a un modelo completo y otro simplificado donde se hace impactar las de material compuesto de dimensiones $81 \times 42 \text{ mm}^2$ y 2.4 mm de espesor y de secuencia de laminado (+45/-45/0/90/90/0)s. Este material está formado por doce láminas y se recrea de varias formas, introduciendo diferente cantidad de elementos cohesivos, en concreto de cero, uno y tres. Para ambos modelos se utilizan velocidades de lanzamiento del proyectil que varían desde 100 hasta 150 m/s pasando por 120, 130 y 140.

Para analizar el impacto se ha procedido a realizar los modelos numéricos de elementos finitos en Abaqus/Explicit, modelos que más adelante serán explicados con detalle.

Los impactos realizados se utilizarán para analizar las fuerzas provocadas por el material compuesto, se observará la secuencia del impacto y la erosión del material compuesto.

Finalmente se compararán los resultados obtenidos entre ambos modelos (completo y simplificado), además de graficar la evolución de los valores de fuerza para cada velocidad y ver cómo varía los resultados en función de estos parámetros (fuerza y velocidad). Tras la obtención de estos datos y las comparaciones entre los modelos se comprobarán la validez de ambos modelos extrayendo las conclusiones más importantes.

ÍNDICE.

RESUMEN/ABSTRACT.	3
ÍNDICE.....	4
1. INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS.....	8
2. ESTADO DEL ARTE. ANTECEDENTES.....	9
2.1. MATERIALES COMPUESTOS.....	9
a) MATERIALES COMPUESTOS PREIMPREGNADOS [1]	13
b) PIEZAS DE MATERIALES COMPUESTOS DE MATRIZ POLIMÉRICA [1]	15
c) ESTRUCTURAS TIPO SANDWICH [1].	17
d) MATERIALES LAMINADOS [2].	20
e) ORIGEN Y APLICACIONES.....	21
2.2. CÉLULAS DE CARGA.....	23
2.3. IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD DE MATERIALES COMPUESTOS.....	26
3. DESCRIPCIÓN DE LOS MODELOS NUMÉRICOS REALIZADOS.	28
3.1. SISTEMA EXPERIMENTAL SIMULADO.....	28
a) COMPRESOR Y DEPÓSITO DE GAS.	28
b) DISPOSITIVO DE CONDUCCIÓN DEL PROYECTIL O CAÑÓN.	28
c) MEMBRANA O MARCO.....	28
d) CONJUNTO DE ESTUDIO MODELADO.....	29
e) DISPOSITIVOS AUXILIARES.....	30
3.2. MODELO NUMÉRICO DESARROLLADO.....	31
a) MODELO DEL MATERIAL COMPUESTO.....	32
1) Geometría.	33
2) Propiedades de los materiales.	33
3) Posición espacial.	38
4) Interacciones.....	38
5) Cargas.....	39
6) Mallado del modelo.	39
b) MODELO DE LA CÉLULA DE CARGA.	42
1) Geometría.	42
2) Propiedades de los materiales.	43
3) Posición espacial.	44
4) Interacciones.....	44
5) Cargas y condiciones de contorno aplicadas.....	45
6) Mallado del modelo.	46
c) MODELO COMPLETO DEL SISTEMA EXPERIMENTAL	47
1) Geometría.	47
2) Propiedades de los materiales.	48
3) Posición espacial.	48
4) Interacciones.....	48
5) Cargas y condiciones de contorno.	49
6) Mallado del modelo.	50
d) ANÁLISIS MODAL DE LA CÉLULA DE CARGA.	51
4) Interacciones.....	52
5) Cargas y condiciones de contorno aplicadas.....	52
6) Mallado del modelo.	53

7) Resultados.....	54
Datos obtenidos.....	54
e) MODELO SIMPLIFICADO DEL SISTEMA EXPERIMENTAL.....	56
1) Geometría.....	56
3) Posición espacial.....	56
4) Interacciones.....	57
5) Cargas y condiciones de contorno.....	57
6) Mallado del modelo.....	58
4. RESULTADOS.....	59
4.1. ANÁLISIS DE RESULTADOS DEL MODELO COMPLETO.....	59
a) FUERZA EXPERIMENTADA POR UN PUNTO DEL CILINDRO INTERIOR DE LA CÉLULA DE CARGA. ...	59
b) SECUENCIA DE IMPACTO PRODUCIDA.....	62
c) EROSIÓN PRODUCIDA EN EL MATERIAL COMPUESTO.....	64
4.2. ANÁLISIS DE RESULTADOS DEL MODELO SIMPLIFICADO.....	66
a) FUERZA EXPERIMENTADA POR EL MUELLE.....	66
b) SECUENCIA DE IMPACTO PRODUCIDA.....	69
c) EROSIÓN PRODUCIDA EN EL MATERIAL COMPUESTO.....	72
4.3. COMPARATIVA ENTRE EL MODELO COMPLETO Y EL SIMPLIFICADO.....	73
a) FUERZA EXPERIMENTADA POR EL MUELLE.....	73
b) SECUENCIA DE IMPACTO PRODUCIDA.....	77
c) EROSIÓN PRODUCIDA EN EL MATERIAL COMPUESTO.....	78
5. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS.....	79
5.1. CONCLUSIONES.....	79
5.2. TRABAJOS FUTUROS.....	80
6. REFERENCIAS.....	81

ÍNDICE DE FIGURAS.

FIGURA 2. 1 APLICACIONES DE ALGUNOS POLÍMEROS TERMOESTABLES. [16] [17]	10
FIGURA 2. 2 DETALLE DE LA ZONA INTERMEDIA DEL MISIL RECUBIERTA DE CIANOÉSTERES [18].	11
FIGURA 2. 3 FORMAS CONSTRUCTIVAS DE LOS HILOS DE FIBRAS. [1]	12
FIGURA 2. 4 ORIENTACIONES POSIBLES DE LOS HILOS. [1]	12
FIGURA 2. 5 REPRESENTACIÓN PUNTO DE REFERENCIA. [1].....	15
FIGURA 2. 6 TABLA ESPECÍFICA ORIENTACIÓN, MATERIAL, ESPESOR DE LAS CAPAS. [1]	16
FIGURA 2. 8 ESTRUCTURA CLÁSICA TIPO SANDWICH. [1]	17
FIGURA 2. 9 CARACTERÍSTICAS CONSTRUCTIVAS ESTRUCTURA TIPO SANDWICH. [1]	18
FIGURA 2. 10 DETALLE REPRESENTATIVO DE ESTRUCTURA TIPO SANDWICH. [1]	19
FIGURA 2. 11 REPRESENTACIÓN DEL APILAMIENTO DE LAS LÁMINAS Y SUS ORIENTACIONES. [3].....	20
FIGURA 2. 12 COMPARATIVA DE PROPIEDADES DE DIFERENTES MATERIALES. [4]	21
FIGURA 2. 13 PORCENTAJE DE UTILIZACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS EN BOEING 787. [3]	22
FIGURA 2. 14 PORCENTAJE DE UTILIZACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS EN AIRBUS 350 XWB.	22
FIGURA 2. 15 TIPOS MÁS REPRESENTATIVOS DE CÉLULAS DE CARGA. [8]	23
FIGURA 2. 16 ESQUEMA DE CONFIGURACIÓN EN PUENTE DE WHEATSTONE. [6].....	24
FIGURA 2. 17 FUNCIONAMIENTO Y PRINCIPIOS DE UN CONDENSADOR. [6]	25
FIGURA 2. 18 ESTRUCTURA DEL MATERIAL Y SECUENCIA DE DISPARO EN EL ANÁLISIS DE ELEMENTOS FINITOS [12].	27
FIGURA 3. 1 DETALLE ILUSTRATIVO DEL DEPÓSITO DE GAS, COMPRESOR Y DEL CAÑÓN.....	28
FIGURA 3. 2 MEMBRANA O MARCO DE ELIMINACIÓN DEL SISTEMA PORTANTE.	29
FIGURA 3. 3 SISTEMA DE MEDICIÓN FORMADO POR EL PLATO DE PRESIÓN, LA CÉLULA DE CARGA Y EL BLOQUE.	29
FIGURA 3. 4 SISTEMA EXPERIMENTAL COMPLETO.....	30
FIGURA 3. 5 GEOMETRÍA CONSTRUCTIVA DEL MATERIAL COMPUESTO.	33
FIGURA 3. 6 TABLA DE PROPIEDADES DEL MATERIAL COHESIVO.....	33
FIGURA 3. 7 TABLA DE LAS PROPIEDADES DE LA LEY DE EVOLUCIÓN DEL DAÑO DEL COHESIVO.....	34
FIGURA 3. 8 TABLA DE PROPIEDADES DEL MATERIAL COMPUESTO.	34
FIGURA 3. 9 EVOLUCIÓN DEL DAÑO DE TIPO ENERGÍA.	36
FIGURA 3. 10 DATOS DE LA LEY DE EVOLUCIÓN DEL DAÑO DEL MATERIAL COMPUESTO.....	36
FIGURA 3. 11 DIMENSIONES DE LOS MATERIALES COHESIVOS EN FUNCIÓN DEL NÚMERO DE ESTOS EN EL MODELO.....	37
FIGURA 3. 12 DISTRIBUCIÓN DEL LAMINADO PARA EL MODELO 1.....	37
FIGURA 3. 13 DISTRIBUCIÓN DEL LAMINADO PARA EL MODELO 2.....	37
FIGURA 3. 14 DISTRIBUCIÓN DEL LAMINADO PARA EL MODELO 3.....	38
FIGURA 3. 15 MODELO ENSAMBLADO DEL PROYECTIL DE MATERIAL COMPUESTO.....	38
FIGURA 3. 16 RELACIONES DE CONTACTO ENTRE LAS PLACAS DEL MATERIAL COMPUESTO.	39
FIGURA 3. 17 CARGA DINÁMICA DE VELOCIDAD ASOCIADA AL MATERIAL COMPUESTO.....	39
FIGURA 3. 18 TIPO DE ELEMENTO PARA EL MATERIAL COMPUESTO.....	40
FIGURA 3. 19 TIPO DE ELEMENTO PARA EL MATERIAL COHESIVO.	41
FIGURA 3. 20 MODELO COMPLETO MALLADO.....	41
FIGURA 3. 21 GEOMETRÍA CREADA DE LOS RADIOS.	42
FIGURA 3. 22 GEOMETRÍA CREADA DEL CILINDRO INTERIOR.	43
FIGURA 3. 23 GEOMETRÍA CREADA DEL CILINDRO EXTERIOR.....	43
FIGURA 3. 24 PROPIEDADES DE LA CÉLULA DE CARGA.	44
FIGURA 3. 25 MODELO ENSAMBLADO.....	44
FIGURA 3. 26 DEFINICIÓN DE LOS DIFERENTES “TIES”.	45
FIGURA 3. 27 DEFINICIÓN DE LA CONDICIÓN DE CONTORNO.	45
FIGURA 3. 28 MALLADO DE LA CÉLULA DE CARGA.	46

FIGURA 3. 29 PLANO ACOTADO DE MEDIDAS DEL PLATO DE PRESIÓN.	47
FIGURA 3. 30 MODELO ENSAMBLADO.....	48
FIGURA 3. 31 DEFINICIÓN DE LOS “TIES”.	49
FIGURA 3. 32 DEFINICIÓN DE LAS CARGAS Y CONDICIONES DE CONTORNO.	49
FIGURA 3. 33 MALLADO DEL PLATO DE PRESIÓN.....	50
FIGURA 3. 34 MODELO COMPLETO MALLADO.....	50
FIGURA 3. 35 DEFINICIÓN DE LA RELACIÓN TIPO “COUPLING”.	52
FIGURA 3. 36 DEFINICIÓN DE LAS CARGAS Y CONDICIONES DE CONTORNO.	53
FIGURA 3. 37 MALLADO DEL MODELO COMPLETO.	53
FIGURA 3. 38 RESULTADO DEL ANÁLISIS MODAL DE LA CÉLULA DE CARGA. VISUALIZACIÓN DEL MODO PROPIO MAS INFLUYENTE.	54
FIGURA 3. 39 DATOS DE INERCIA DE LAS MASAS.	54
FIGURA 3. 40 VALORES DE FUERZA Y DESPLAZAMIENTO Y GRÁFICA CON LA ECUACIÓN DE AJUSTE.....	54
FIGURA 3. 41 VALOR DE LA CONSTANTE DE RIGIDEZ DEL RESORTE.	55
FIGURA 3. 42 GEOMETRÍA DE LAS MASAS INTRODUCIDAS MEDIANTE PUNTOS.	56
FIGURA 3. 43 MODELO ENSAMBLADO.....	57
FIGURA 3. 44 DEFINICIÓN DE LAS CARGAS Y CONDICIONES DE CONTORNO.	57
FIGURA 3. 45 MODELO COMPLETO MALLADO.....	58
FIGURA 4. 1 UBICACIÓN DEL PUNTO ELEGIDO PARA LA OBTENCIÓN DE VALORES DE DESPLAZAMIENTO.	59
FIGURA 4. 2 GRÁFICA FUERZA-TIEMPO DEL MUELLE COMPLETO DEL MODELO DE UN COHESIVO.....	60
FIGURA 4. 3 GRÁFICA FUERZA-TIEMPO DEL MUELLE COMPLETO DEL MODELO DE UN COHESIVO.....	60
FIGURA 4. 4 GRÁFICA FUERZA-TIEMPO DEL MUELLE COMPLETO DEL MODELO DE TRES COHESIVOS.	61
FIGURA 4. 5 SECUENCIA DE IMPACTO A LA VELOCIDAD DE 130 M/S PARA EL MODELO DE CERO COHESIVOS.	62
FIGURA 4. 6 SECUENCIA DE IMPACTO A LA VELOCIDAD DE 130 M/S PARA EL MODELO DE UN COHESIVO.	62
FIGURA 4. 7 SECUENCIA DE IMPACTO A LA VELOCIDAD DE 130 M/S PARA EL MODELO DE TRES COHESIVOS.....	63
FIGURA 4. 8 GRÁFICA COMPARATIVA DE LA EROSIÓN PRODUCIDA EN EL MODELO COMPLETO CON LOS TRES PROYECTILES. ..	64
FIGURA 4. 9 GRÁFICA FUERZA-TIEMPO DEL MUELLE SIMPLIFICADO DEL MODELO DE CERO COHESIVOS.	66
FIGURA 4. 10 GRÁFICA FUERZA-TIEMPO DEL MUELLE SIMPLIFICADO DEL MODELO DE UN COHESIVO.....	67
FIGURA 4. 11 GRÁFICA FUERZA-TIEMPO DEL MUELLE SIMPLIFICADO DEL MODELO DE TRES COHESIVOS.	67
FIGURA 4. 12 SECUENCIA DE IMPACTO A LA VELOCIDAD DE 130 M/S PARA EL MODELO DE CERO COHESIVOS.	69
FIGURA 4. 13 SECUENCIA DE IMPACTO A LA VELOCIDAD DE 130 M/S PARA EL MODELO DE UN COHESIVO.	70
FIGURA 4. 14 SECUENCIA DE IMPACTO A LA VELOCIDAD DE 130 M/S PARA EL MODELO DE TRES COHESIVOS.....	70
FIGURA 4. 15 GRÁFICA COMPARATIVA DE LA DELAMINACIÓN PRODUCIDA EN EL MODELO SIMPLIFICADO CON LOS TRES PROYECTILES.	72
FIGURA 4. 16 TABLA COMPARATIVA DE LOS VALORES REGISTRADOS DE FUERZA DE LOS TRES ENSAYOS A UNA VELOCIDAD DADA DE LOS MODELOS COMPLETO Y SIMPLIFICADO.	75
FIGURA 4. 17 TABLA COMPARATIVA DE LOS VALORES DE FUERZA MÁXIMOS EN CADA MODELO PARA CADA ENSAYO DE MATERIAL COMPUESTO Y LA DIFERENCIA ENTRE ELLOS.	75
FIGURA 4. 18 TABLA COMPARATIVA DE LOS VALORES DE FUERZA MÁXIMOS EN CADA MODELO PARA CADA ENSAYO DE MATERIAL COMPUESTO Y LA DIFERENCIA ENTRE ELLOS.	78

1. INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS.

Gran cantidad de elementos estructurales, como pueden ser la carrocería de un fórmula 1, el fuselaje de los aviones, u otras construcciones industriales se realizan mediante materiales compuestos. Este hecho es debido a que poseen unas elevadas propiedades mecánicas con la ventaja de ser bastante más ligeros que otros materiales más convencionales como pueden ser el acero, aluminio, hormigón, etc.

Durante las últimas décadas, se ha venido produciendo un auge en el uso de este tipo de materiales en diversos sectores industriales. Debido a este uso cada vez más generalizado, se desarrollan también estudios en los que los materiales compuestos son sometidos a impactos para observar sus características y la respuesta de estos materiales frente a este tipo de cargas. Por otro lado, el aumento del uso de materiales compuestos como parte de piezas susceptibles de provocar impactos a alta velocidad, como en los motores de rotor abierto, hace necesario su estudio como impactador y no sólo como elemento impactado.

Para realizar este tipo de estudios, es necesario realizar ensayos experimentales. Ensayos que el D.E.L. (Grupo de investigación de dinámica de estructuras ligeras) ya está realizando y es pionero en este tipo de estudios. Pero no sólo es necesario realizar ensayos experimentales, sino que se hace necesario de igual manera ensayos numéricos.

Este último es el principal objetivo de este proyecto. En concreto, se pretende estudiar la fuerza que causa sobre una célula de carga, lajas de material compuesto de dimensiones $81 \times 42 \text{ mm}^2$ y 2.4 mm de espesor y la erosión producida sobre este último. De igual forma se ha estudiado la influencia en dicha fuerza la utilización de elementos cohesivos o no, para la modelización de la erosión de la laja.

El procedimiento para alcanzar los objetivos pasa por generar un modelo numérico completo, que incluya el material compuesto, un plato de presión, y la célula de carga, que registra los valores de desplazamiento. Este modelo completo se ha decidido simplificar empotrando la parte posterior de la célula de carga para ahorrar tiempo de análisis ya que además esta condición de empotramiento simula el ensayo del laboratorio en que la célula de carga se encuentra posicionada solidariamente a un conjunto fijo. Después se genera un modelo simplificado, que permita obtener soluciones aceptables dentro de un marco de tiempo razonables con alta representatividad y fiabilidad en los resultados a través del método de los elementos finitos y sustituyendo la célula de carga por un resorte.

El software empleado para la realización del modelo numérico será Abaqus/Explicit.

2. ESTADO DEL ARTE. ANTECEDENTES.

2.1. MATERIALES COMPUESTOS

Se entiende por materiales compuestos, todos aquellos formados por dos o más materiales diferentes sin que se haya dado una reacción química entre ellos, en general, se habla de dos componentes básicos, la matriz y el refuerzo, a los que se le pueden añadir aditivos que mejoren alguna de las propiedades específicas, los componentes son [1]:

- Matriz o componente presente en fase continua, que actúa como ligante.
Sus funciones consisten en:
 - Dar estabilidad al conjunto, transfiriendo las cargas al refuerzo.
 - Proteger el refuerzo de los agentes y deterioros mecánicos y químicos.
 - Evitar la propagación de grietas.
 - Asegurar una buena adherencia con el refuerzo.
- Refuerzo o componente presente en fase discontinua, que actúa proporcionando resistencia. y responsable de buena parte de las propiedades mecánicas de la unión

A continuación, se clasifican los materiales compuestos atendiendo a varios criterios:

1. Según el tipo de Matriz, los materiales compuestos pueden ser:
 - De matriz **metálica** o **MMC (metal matrix composites)**.
 - De matriz **cerámica** o **CMC (ceramic matrix composites)**.
 - De matriz de **carbón**.
 - De matriz **orgánica** o **RP (reinforced plastics)**, dentro de los cuáles podemos distinguir a su vez:
 - **CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics)** o materiales compuestos de fibra de carbono con matriz orgánica.
 - **GFRP (Glass Fiber Reinforced Plastics)** o materiales compuestos de fibra de vidrio con matriz orgánica.
2. Según el tipo de Refuerzo, los materiales compuestos pueden ser:
 - **Fibras:** elementos en forma de hilo en los que la relación $L/D > 100$, hablamos de un material anisótropo, las propiedades serán diferentes en función de la orientación de estas fibras.
 - **Cargas o partículas:** todos los demás, utilizados en elementos que requieren poca resistencia estructural.

El presente proyecto, debido a las características constructivas de la probeta de material compuesto se centra en los materiales compuestos de matriz orgánica.

Dentro de estos materiales se pueden diferenciar entre:

- Termoplásticos: para aplicaciones de bajo requisitos.
- Elastómeros: en neumáticos y cintas transportadoras.
- Duroplásticos o Termoestables: son los más empleados para altas prestaciones.

Dentro de estos últimos, se encuentra otra clasificación atendiendo al material de sus matrices:

- Epoxis: de uso más genérico para altas prestaciones.
- Bismaleimidas.
- Poliamidas.
- Fenólicas.
- Poliésteres.
- Cianoésteres.



Figura 2. 1 Aplicaciones de algunos polímeros termoestables. [2] [3]



Figura 2. 2 Detalle de la zona intermedia del misil recubierta de Cianoésteres [4].

A continuación se analizan los diferentes tipos de fibras, sus propiedades, así como características de orientación, presentación, nomenclatura etc.

- Fibras de Vidrio: de buenas propiedades mecánicas, flexibles, resistencia a la tracción, dura y resistente a agentes químicos. Constituida por sílice entre un 50 y un 70%. Y dentro de éstas se pueden distinguir:
 - Vidrio-E.
 - Vidrio-S.
 - Vidrio-C
 - Vidrio-M.
 - Vidrio-D.
- Fibras de Carbono: excelentes propiedades mecánicas debido a la estructura cristalográfica del grafito. Se pueden distinguir en función de su módulo elástico:
 - Módulo muy alto.
 - Módulo alto.
 - Módulo intermedio.
 - Módulo bajo.
- Fibras Cerámicas: formadas por cuarzo o sílice que le confieren una buena capacidad de flexión y alargamiento, así como una buena capacidad de resistir choques térmicos.
- Fibras Orgánicas: formadas a partir de polímeros. (Destaca el Kevlar)
- Fibras de Boro.
- Fibras Metálicas: formadas por acero, aluminio y titanio.

Las fibras o refuerzos, pueden presentarse de diferentes formas, o bajo orientaciones determinadas en función de la finalidad que se persiga. A continuación se muestra una clasificación donde se puede ver las diferentes opciones de configuración y presentación de las mismas.

- Hilos: se presentan bajo esta forma cuando las fibras forman cilindros de diámetro uniforme y de una longitud indeterminada. Estos hilos pueden a su vez, retorcerse sobre sí mismos para formar hilos de diámetro mayores y conferir así mejores propiedades mecánicas. Formas en que pueden presentarse:

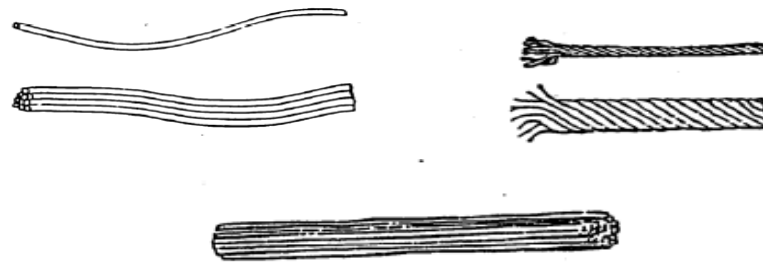


Figura 2. 3 Formas constructivas de los hilos de fibras. [1]

- Cintas: hilos paralelos orientados según una dirección. Normalmente se utiliza una resina para impregnar el refuerzo.
- Tejidos: los hilos se disponen en direcciones perpendiculares entre ellos, formando entramados de hilos, entre los que se distinguen:

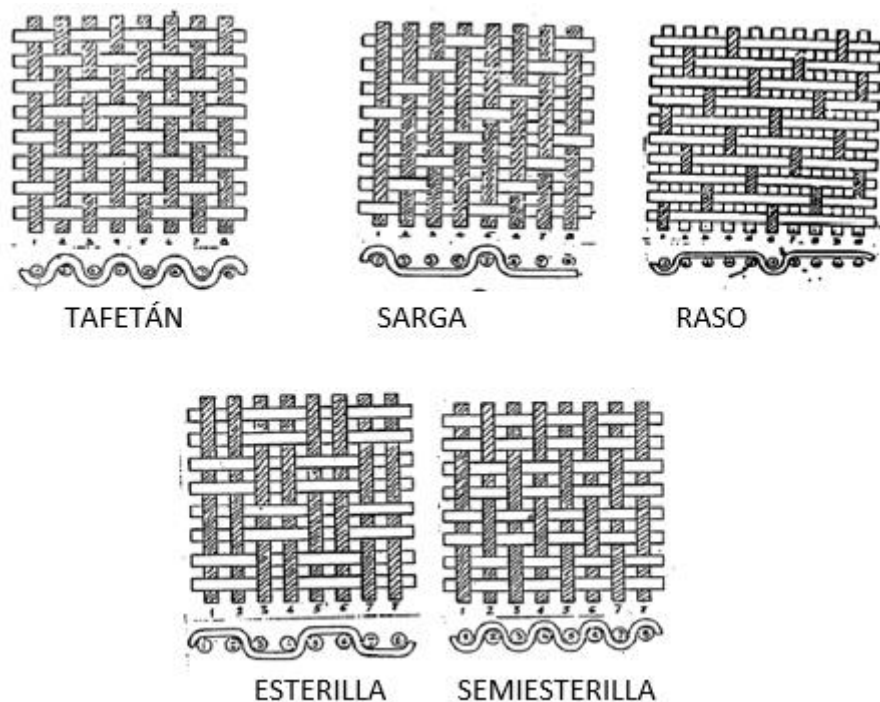


Figura 2. 4 Orientaciones posibles de los hilos. [1]

a) MATERIALES COMPUESTOS PREIMPREGNADOS [1].

Los materiales preimpregnados fueron desarrollados para aplicaciones aeronáuticas y aeroespaciales, que requerían un elevado contenido de refuerzo en la composición del material compuesto así como una perfecta uniformidad del contenido de resina.

Se designan así a los que están formados por el refuerzo, presentado en una de las anteriores formas e impregnado en una resina termoestable. Los materiales preimpregnados son generalmente estructuras textiles impregnadas con resinas reactivas listas para ser utilizadas, a las cuales se les ralentiza el proceso de reticulación almacenándolas a bajas temperaturas.[5] A continuación, para la obtención de la pieza final, se debe realizar un proceso de curado, en el que la pieza alojada en un molde es sometida a proceso de presión y temperatura.

Dependiendo de la temperatura de curado, podemos diferenciar tres clases de preimpregnados:

- Preimpregnados de alta temperatura.
- Preimpregnados de media temperatura.
- Preimpregnados de baja temperatura.

Los preimpregnados que curan a altas temperaturas, son los que poseen las mejores propiedades físicas y mecánicas. La temperatura de curado es alrededor de 180°C y se utilizan en construcciones aeroespaciales.

Los preimpregnados de media temperatura son la gama comercial más amplia, ya que poseen temperaturas de curado cercanas a 120°C, y se utilizan en Variedad de piezas industriales.

Los preimpregnados de baja temperatura (low energy cure) poseen temperaturas de curado que oscilan entre 60°C y 120°C, y se encuentran entre los más utilizados en el sector naval debido a que el tamaño de las piezas a construir condiciona el tamaño del horno de curado.

Un aspecto Vital para conseguir buenos resultados con materiales preimpregandos es su ciclo de curado. Partiendo de que la viscosidad de la resina se modifica con la temperatura, debemos atender con precisión al ciclo de curado que nos especifica el fabricante del material. Dicho ciclo o rampa térmica establece las características óptimas de flujo de resina

Características importantes de los materiales preimpregnados [5]:

- Elevados porcentajes de refuerzo en su composición.
- Porcentajes muy precisos y homogéneos de la matriz sobre la estructura textil.

- Ahorros sustanciales de material.
- Mejores condiciones de trabajo en general (mayor higiene).
- Menores exposiciones a compuestos orgánicos volátiles.
- Mejor calidad del estratificado.

b) PIEZAS DE MATERIALES COMPUESTOS DE MATRIZ POLIMÉRICA [1]

Estas piezas están fabricadas principalmente en:

- Fibra de carbono
- Fibra de vidrio.
- Fibra de aramida (Kevlar).

Se disponen en forma de tela, cintas o tejidos, secos o preimpregnados, según sea el proceso de fabricación. Además, el componente principal se encuentra bajo una matriz orgánica o polimérica.

Estos materiales también se conocen usualmente como laminados, por la estructura de apilamiento de las capas que lo forman. Para caracterizar la fabricación de estas piezas es necesario indicar la orientación de las fibras dentro de las capas, y la disposición de estas últimas. Estas orientaciones y diferentes disposiciones tanto de fibras como de capas, dentro de una pieza obedecen a criterios específicos de rigidez, tenacidad o propiedades alcanzadas bajo diferentes configuraciones.

La orientación de las fibras, pasa por delimitar o indicar, sobre una de las caras de la pieza cuál es el punto de partida o de referencia para la orientación. Esta orientación se marcará con las direcciones 0° , 90° y -0° . Se puede representar de la siguiente manera:

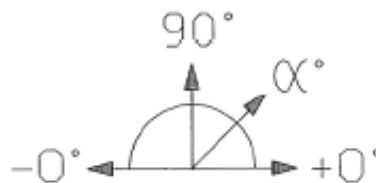


Figura 2. 5 Representación punto de referencia. [1]

Para determinar la secuencia de apilado se recurre a flechas o banderas que numeran las capas. Mientras que las orientaciones, material, espesores y cantidad se especifican normalmente en una tabla.

Ejemplo:



CAPA	CANT.	DIRECCION FIBRA	MATERIAL	ESPESOR
1	1	60°	M55J/CYCOM 950-1	0.070
2		0°		
3		-60°		
4		-60°		
5		0°		
6		60°		
7		60°		
8		0°		
9		-60°		
10		-60°		
11		0°		
12		60°		

Figura 2. 6 Tabla específica orientación, material, espesor de las capas. [1]

c) ESTRUCTURAS TIPO SANDWICH [1].

Estas estructuras están formadas por un núcleo, normalmente un material de gran espesor y baja densidad, y dos capas o revestimientos adheridos por ambos lados. Entre los revestimientos y el núcleo, puede interponerse una película de material cohesivo.

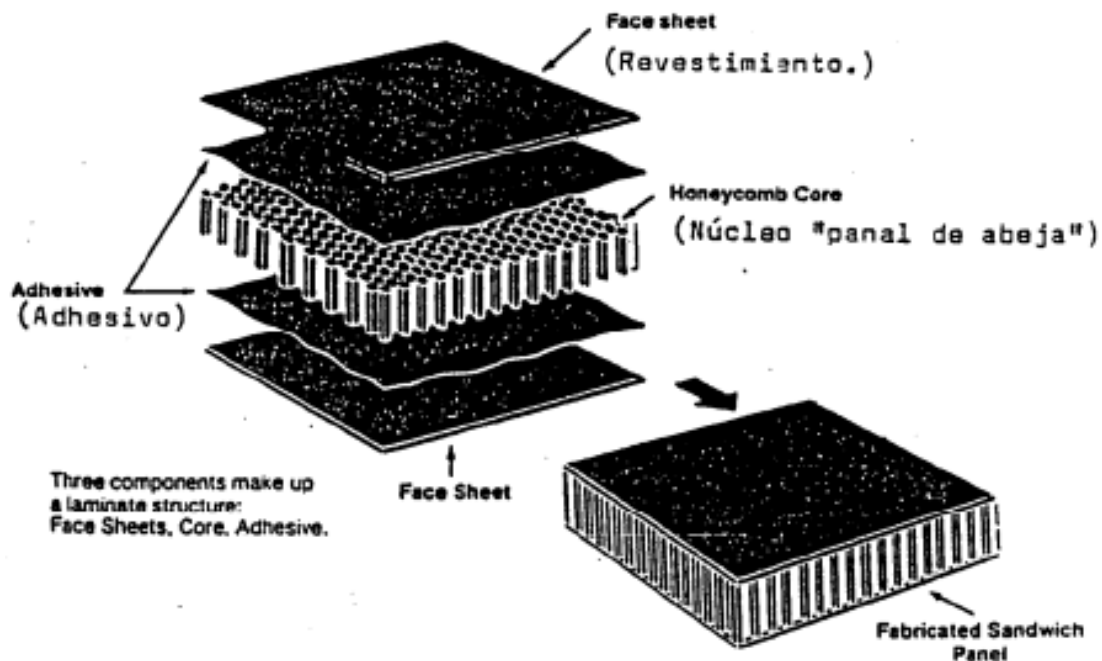


Figura 2. 7 Estructura clásica tipo sandwich. [1]

Partes de la estructura tipo sándwich:

a) Revestimientos.

Entre los que se pueden encontrar:

- Metálicos: normalmente chapas de espesores entre 0.2 y 1.5 mm de aleaciones de aluminio.
- No metálicos: normalmente chapas de materiales compuestos de fibra de carbono, Kevlar o fibra de vidrio. En este último caso de revestimientos no metálicos, se pueden seguir dos procesos de fabricación diferentes, con revestimientos o pieles precuradas o por cocurado.

b) Núcleos.

De entre los más utilizados, destaca el de estructura de panal de abeja, fabricados de aluminio y con una estructura de geometría hexagonal, en el que han de especificarse:

- Espesor de lámina.
- Tamaño de celda.
- Altura del núcleo.
- Densidad en Kg/m^3 .
- Dirección longitudinal.

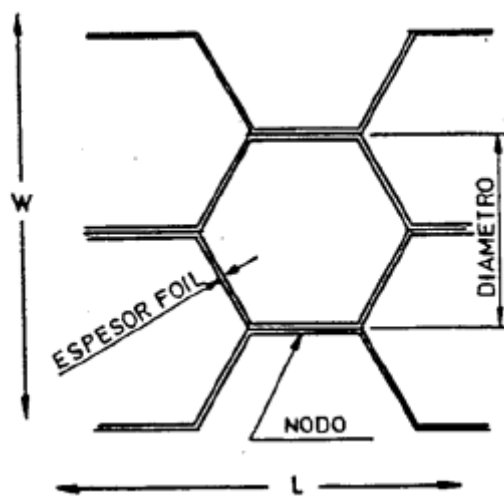


Figura 2. 8 Características constructivas estructura tipo sandwich. [1]

c) Adhesivos.

Caracterizados según el espesor de película utilizado, y ampliamente utilizados los de tipo resina. Se pueden diferenciar: ultraligeros, ligeros o medios.

d) Elementos constructivos adicionales [5].

Además de los componentes básicos que conforman la estructura tipo sándwich descrita anteriormente, se pueden utilizar:

- Espumas: normalmente utilizadas para el ensamblaje de diferentes núcleos dentro de una estructura sándwich.
- Rellenos: materiales que se presentan en forma pastosa utilizados para completar huecos, holguras, etc.
- Insertos: objetos que aportan mejores propiedades mecánicas dentro de la pieza. Estos pueden introducirse en caliente posicionándolos con un útil y se pegan en el propio proceso de fabricación. O bien en frío, taladrando la

estructura tipo sándwich después de realizar el proceso de curado e inyectando un adhesivo de relleno.

A continuación se explica detalladamente la representación de dichos materiales en estructura tipo sándwich.

En primer lugar será necesario indicar la orientación de las fibras así como la disposición de las capas. Además, se deberá indicar la dirección longitudinal del núcleo, que se realizará utilizando la letra "L" sobre una flecha indicativa. En el caso de existir algún elemento auxiliar o adhesivo, se practicará un corte allí dónde este se encuentre y se especificará mediante una figura anexa. Ejemplo:

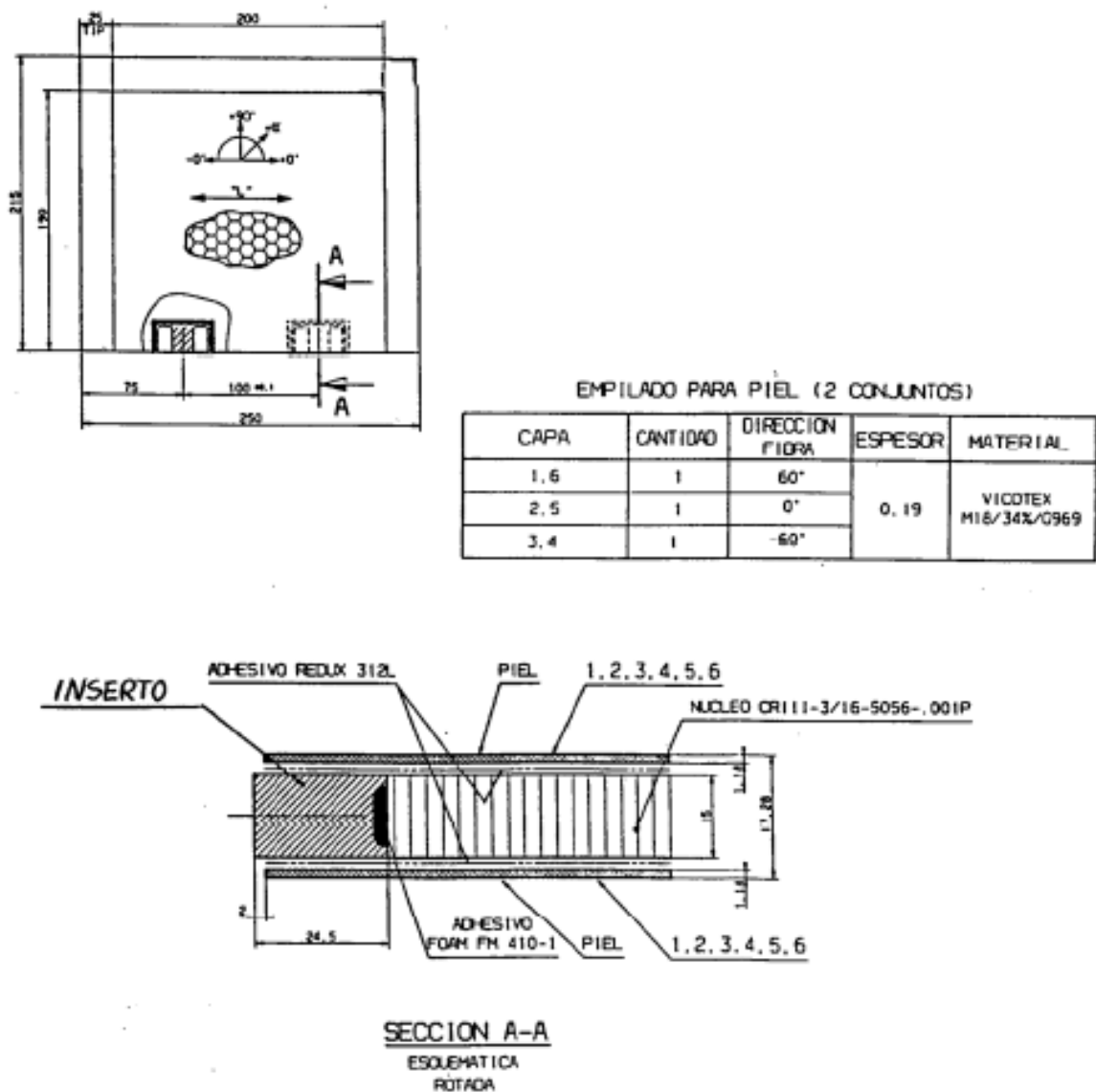


Figura 2. 9 Detalle representativo de estructura tipo sandwich. [1]

d) MATERIALES LAMINADOS [7].

Un material laminado es aquel material que en su composición está formado por la unión de dos o más capas en forma de láminas del mismo material o de distintos materiales. Estas capas están unidas entre sí mediante un componente adhesivo [6].

Cada una de estas láminas a su vez suele estar reforzada mediante fibras. En cada una de ellas las fibras están orientadas a lo largo de una dirección, formando ángulos de 0, 45 o 90° respecto a la dirección principal del compuesto estructural.

El objetivo de la combinación de las orientaciones de las fibras de cada lámina es obtener un material que tenga un comportamiento lo más isótropo posible, siendo cada una de sus capas anisótropas completamente. En la figura se observa un ejemplo de apilado de láminas formando un compuesto cuasi-isótropo

Posicionamiento de las capas

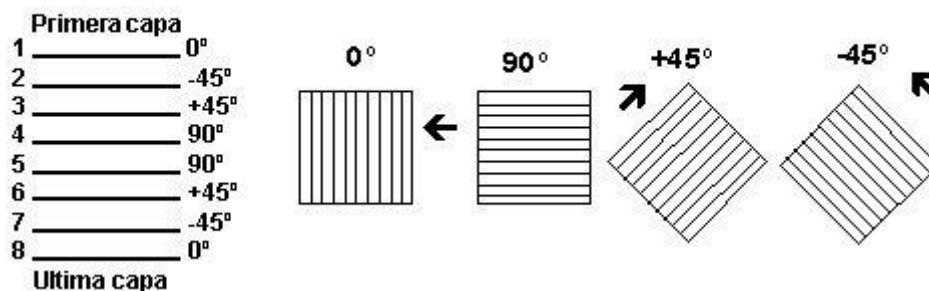


Figura 2. 10 Representación del apilamiento de las láminas y sus orientaciones. [8]

e) ORIGEN Y APLICACIONES.

El origen del uso de los materiales compuestos se remonta a varios siglos antes de Cristo. Sin embargo, es de una época reciente hasta ahora, donde más se ha ido acentuando su uso gracias a las amplias ventajas que ofrece y su mejora de propiedades mecánicas que proporciona en elementos constructivos de sectores como el aeronáutico, automovilismo, construcción, naval, y militar entre otros. [7].

Se puede observar una rápida comparativa en cuanto a propiedades entre los materiales compuestos y las que proporcionan otros muy usados como el acero o el aluminio.

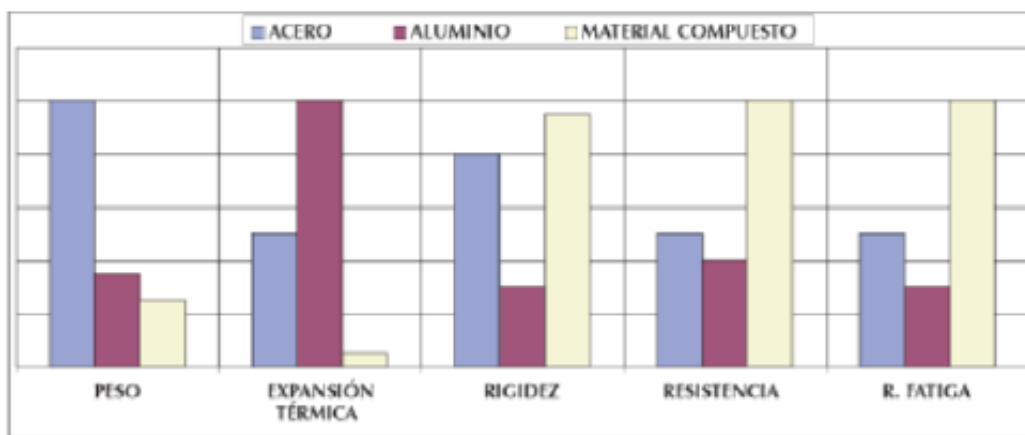


Figura 2. 11 Comparativa de propiedades de diferentes materiales. [9]

Sin embargo, y aunque suponga una ventaja competitiva su introducción en diferentes sectores, todavía es pronto para hablar de un uso generalizado, pues, el empleo, manejo y trato de estos materiales, pese a conllevar reducción de peso y mejora de propiedades mecánicas sigue acarreando un elevado coste, por lo que solamente se introduce en industrias en las que la restricción económica es menor [10].

Un ejemplo de ello, se puede encontrar en la industria aeronáutica, donde constructores de la firma de Boeing o Airbus, se están abriendo ampliamente a la introducción de este tipo de materiales para la fabricación de cada vez más componentes de sus aeronaves, que les permita disminuir peso, mejorar prestaciones y disminuir consumo, ahorrando dinero finalmente [9]. Ambas marcas, poseen su “buque insignia” en el uso de estos materiales, por parte de Boeing podemos hablar del 787 “dreamliner”, con un 50% de uso de material compuesto en su fabricación.

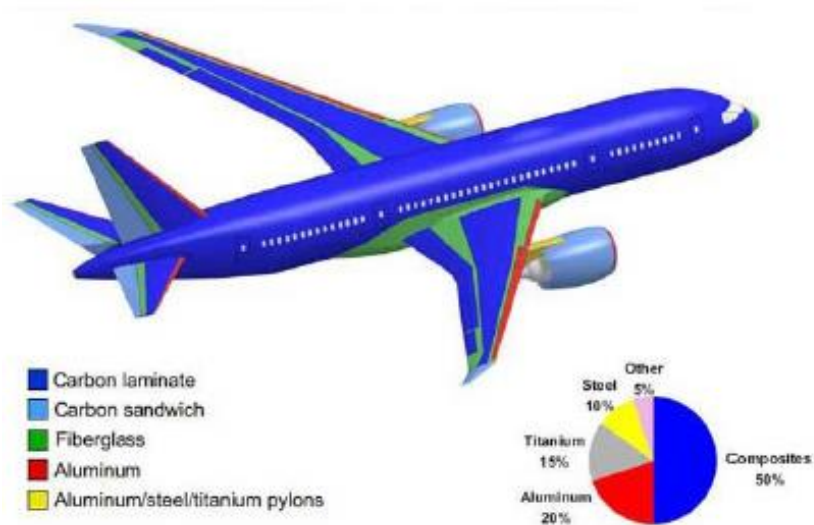


Figura 2. 12 Porcentaje de utilización de materiales compuestos en Boeing 787. [9]

Por parte de Airbus, se encuentra su modelo A-350 XWB, con un 52% de uso de materiales compuestos en la fabricación de este avión.

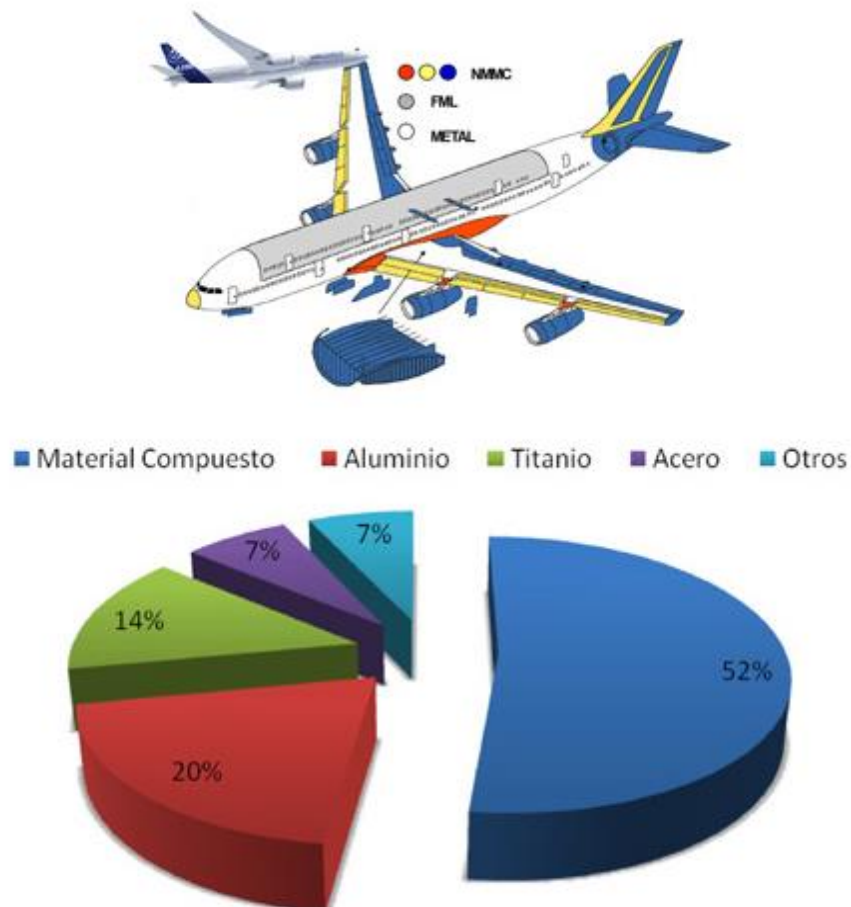


Figura 2. 13 Porcentaje de utilización de materiales compuestos en Airbus 350 XWB.

2.2. CÉLULAS DE CARGA.

Una célula de carga es un sensor o transductor que convierte una carga o fuerza que actúa sobre ella en una señal electrónica [11]. Esta señal electrónica puede ser un cambio de tensión, cambio de corriente o cambio de frecuencia, dependiendo del tipo de célula de carga y circuito utilizado. Las células de carga pueden ser: resistivas, capacitivas, inductivas o basadas en otros sistemas. Comúnmente las células de carga disponibles se basan en el principio del cambio de la resistencia en respuesta a una carga aplicada. Esta característica se denomina piezorresistividad, es decir, una magnitud susceptible de variación en función de una presión o fuerza ejercida.

Los tipos más usuales de células de carga [12]:

- Células de carga de diafragma metálico.
- Célula de carga tipo viga en s.
- Célula de carga de punto único.
- Células de carga de orificio pasante.
- Células de carga de pequeñas dimensiones.
- Célula de carga de tipo botón o pulsador.



Figura 2. 14 Tipos más representativos de células de carga. [13]

Las células de carga tradicionalmente se construyen utilizando galgas extensiométricas resistivas. Las galgas extensiométricas son esencialmente resistencias construidas, utilizando técnicas de grabado de un material semiconductor estándar, que están adheridas a un miembro como una viga voladiza o un diafragma metálico.

Normalmente, al menos cuatro galgas extensiométricas se encuentran bajo configuración de puente de Wheatstone, con cuatro resistores conectados como se muestra en la figura.

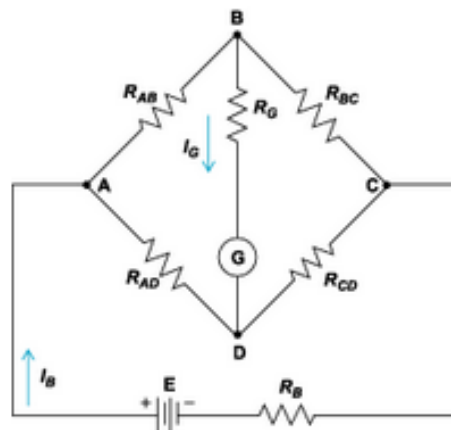


Figura 2. 15 Esquema de configuración en puente de Wheatstone. [11]

A este sistema se le aplica una corriente de excitación, de 10V generalmente, en una de las esquinas, de esta manera la diferencia del voltaje es medida entre las otras dos esquinas. Mientras el sistema se encuentre en equilibrio, es decir, sin carga aplicada, la lectura de voltaje de salida es cero, o muy próxima a este valor cuando los cuatro resistores poseen un valor parecido.

Cuando el dispositivo metálico al que se unen las galgas, se excita por la aplicación de una fuerza, la tensión resultante conduce a un cambio en la resistencia de una (o más) de las resistencias. Este pequeño cambio en el voltaje de salida puede ser medido y después digitalizado mediante una amplificación de las señales.

Una vez construidas tienen que ser probadas ante diferentes temperaturas para determinar las posibles variabilidades en la medición debido a la temperatura. Es por ello que se instalan termistores que permiten calibrar las células bajo cargas a temperatura estándar de 0°.

La construcción de células de carga basadas en principios resistivos suelen ser las más tradicionales, pero también existen otras que basan su funcionamiento en principios capacitivos.

Las células de carga capacitivas funcionan cuando una fuerza aplicada sobre esta, genera una variación de su capacitancia. La capacitancia mide la cantidad de carga que es capaz de almacenar un sistema determinado. Un condensador construido utilizando dos placas paralelas tiene una capacidad que es directamente proporcional al área entre las dos placas e inversamente proporcional a la distancia entre las mismas.

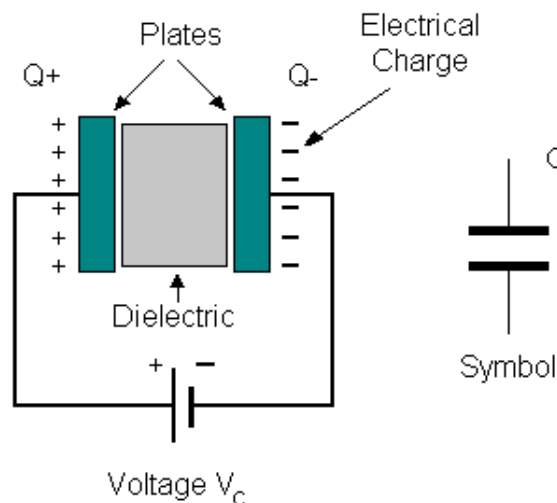


Figura 2. 16 Funcionamiento y principios de un condensador. [11]

La construcción de una célula de carga basada en principios capacitivos resulta más simple que construir otra basada en términos resistivos. Además, permite un ajuste del espaciado entre las dos placas y área de estas, que garantiza una sensibilidad y valores de salida de señal válidos para diferentes aplicaciones.

Entre la versatilidad que proporciona, nos permite medir valores de proximidad, humedad, fuerza, torsión, aceleración, inclinación además de otros parámetros, bajo una misma configuración.

La tecnología capacitiva es más resistente que los diseños basados en galgas extensiométricas y por lo tanto puede utilizarse en una amplia variedad de aplicaciones de ingeniería.

Parámetros importantes a tener en cuenta a la hora de seleccionar una célula de carga para medir fuerzas o cargas:

En primer lugar, se debe determinar la capacidad y tamaño de la célula de carga, parámetros característicos iniciales. A parte de su capacidad y tamaño, es preciso conocer las condiciones de temperatura operativa, duración del proceso de medición, precisión requerida, dirección de la carga o fuerza aplicada, características de montaje, salida necesaria (analógica o digital), velocidad de la medición.

2.3. IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD DE MATERIALES COMPUESTOS.

En el contexto actual de desarrollo de los materiales compuestos, y su amplia utilización en sectores tan diversos como la automoción, aeronáutica, defensa y construcción entre otros, surge la necesidad de investigar las propiedades de estos materiales, analizar su comportamiento ante diferentes esfuerzos, sollicitaciones de carga, y capacidades que ofrece. En este ámbito encontramos un amplio material de estudio, que se ha ido desarrollando a lo largo de las últimas décadas, sin embargo nos encontramos ante una falta de documentación en lo que respecta a los análisis y estudios acerca de los materiales compuestos cuando éstos se comportan como proyectiles.

De esta manera, existe una sólida base del comportamiento de los materiales compuestos sometidos a impactos de una amplia gama de proyectiles, bajo diferentes configuraciones (material, velocidad, ángulo de impacto, etc), llevados a cabo por ejemplo, en el ensayo de diferentes partes de un avión, como: pruebas de resistencia estructural, de las alas, impacto de aves contra los motores, pruebas de resistencia de la cabina y fuselaje, etc. [14]

Pero si bien es cierto que el uso de materiales compuestos se está incrementando, también lo hacen los problemas derivados de ello, como pueden ser la rotura de álabes de motores de rotor abierto, de elementos que forman parte de estructuras más grandes como superficies sustentadoras, estabilizadores, partes móviles, y el impacto que estos elementos pueden ocasionar generando daños sobre otras zonas. [15]

Por lo tanto, dada la escasa existencia de estudios previos en los que se simula un material compuesto como impactador, se pretende desarrollar un modelo numérico para simular el impacto de un material compuesto. Actualmente el grupo de investigación DEL está realizando ensayos de este tipo. Al margen de estos ensayos, lo más cercano a este tipo de estudios es el trabajo realizado por Matthew David y Alastair F. Johnson en [16].

En este artículo [16], se explica el problema de rotura, delaminación y fallo del material compuesto. Los fallos de delaminación se producen en estructuras de materiales compuestos debido al contacto de fuerzas locales en regiones críticas allí donde han sido aplicadas ciertas cargas. El fallo por delaminación está causado por la escasa presencia de resina a lo largo del espesor de la estructura y por las propiedades de tensión.

Dado que los fallos por delaminación provocan una rápida propagación de la rotura de la interfase, los modelos de fallo, generalmente se basan en la mecánica de fractura más que en modelos de fallo convencional de tensión.

La delaminación es modelada en el laminado del material compuesto mediante intercaras de material cohesivo, el cual conecta las placas a través del laminado [18]. Las leyes que definen la intercara, la recrean como una intercara elástica inicial que es progresivamente degradada tras alcanzar un máximo valor de tensión, para finalmente producir el fallo por separación.

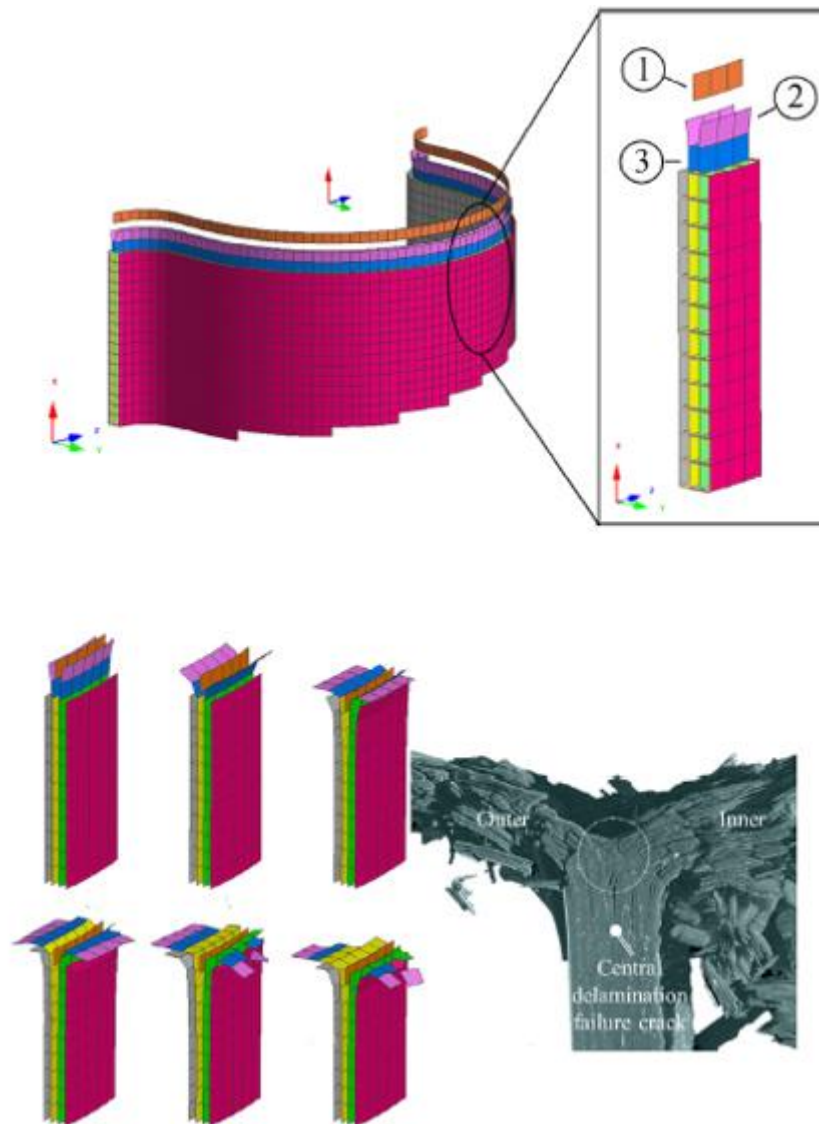


Figura 2. 17 Estructura del material y secuencia de disparo en el análisis de elementos finitos [16].

En esta figura se muestra el modelo realizado por [16], [17] Matthew David y Alastair F. Johnson, en el que definen un material compuesto, formado por una pequeña cuña, (1) en la figura, que permite simular los desechos producidos durante el choque. Las dos láminas intermedias (2) contribuyen a la separación producida en las láminas intermedias. Mientras que la reducción del número de filas de material compuesto en (3) permite modelar la reducción del espesor del material provocada por el chaflán del mecanismo de disparo.

3. DESCRIPCIÓN DE LOS MODELOS NUMÉRICOS REALIZADOS.

3.1. SISTEMA EXPERIMENTAL SIMULADO.

El sistema experimental empleado en el laboratorio para realizar los impactos del proyectil de material compuesto, se compone de los siguientes elementos:

a) COMPRESOR Y DEPÓSITO DE GAS.

El compresor y el depósito de gas constituyen un sistema que permite aumentar a elevadas presiones un fluido, de manera que propulsará la probeta de material compuesto. Esta probeta es alojada en un dispositivo portante, que se desprenderá en etapas posteriores de avance del proyectil.



Figura 3. 1 Detalle ilustrativo del depósito de gas, compresor y del cañón.

b) DISPOSITIVO DE CONDUCCIÓN DEL PROYECTIL O CAÑÓN.

Un conducto que permite la correcta orientación del proyectil para garantizar unas condiciones de impacto estándar. El proyectil se inserta a continuación del depósito de gas, al inicio del cañón.

c) MEMBRANA O MARCO.

Elemento situado entre la salida del tubo de conducción y el conjunto de registro del impacto. Este dispositivo, permite al proyectil desprenderse del elemento portante sobre el que va alojado cuando ambos entran en contacto. El contacto entre

la membrana y el dispositivo portante está garantizado mediante una abertura de dimensiones reducidas que imposibilita el paso del elemento portante.

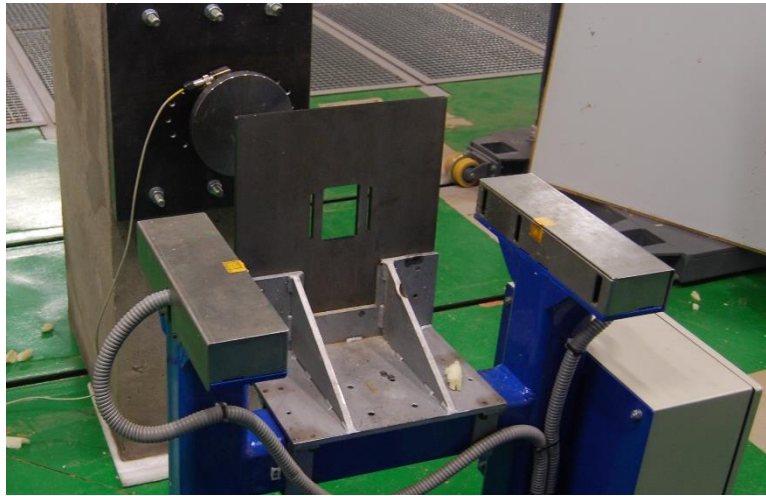


Figura 3. 2 Membrana o marco de eliminación del sistema portante.

d) CONJUNTO DE ESTUDIO MODELADO.

Que se encuentra formado, en el sentido de avance del proyectil por: el plato de presión, la célula de carga, la plancha de acero y el bloque de hormigón.

El material compuesto utilizado como proyectil, impacta contra el plato de presión, el cuál transmite el impacto a la célula de carga, que recoge y registra en forma de señal las características de la colisión. La célula está sujeta a la plancha, que a su vez se encuentra atornillada al bloque de hormigón, fijo al suelo.

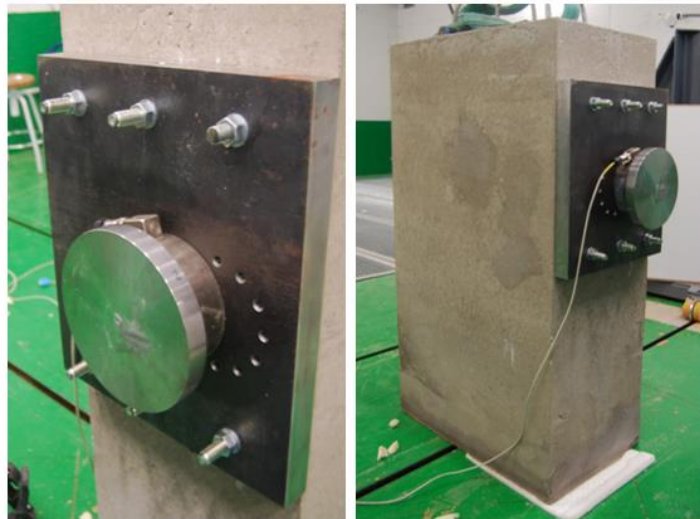


Figura 3. 3 Sistema de medición formado por el plato de presión, la célula de carga y el bloque.

e) DISPOSITIVOS AUXILIARES.

Tales como una cámara de alta resolución, para grabar la secuencia del impacto, permitiendo posteriormente analizar las imágenes.

Mampara protectora para evitar proyecciones de material tras el impacto.

Foco de alumbrado para una buena visibilidad.



Figura 3. 4 Sistema experimental completo.

3.2. MODELO NUMÉRICO DESARROLLADO.

El objetivo del presente trabajo consiste en comparar los resultados obtenidos de fuerza y erosión de material para diferentes configuraciones numéricas con elementos cohesivos.

El modelo experimental se ha considerado únicamente con la célula de carga empotrada y el plato rígido. Se ha decidido realizar esta simplificación porque el objetivo tal y como se ha explicado anteriormente no es reproducir el ensayo experimental.

El modelo numérico realizado, trata de recrear lo más fielmente posible las condiciones del laboratorio, pero también lo hace de una manera aproximada, optimizando el uso de recursos para no prolongar en exceso los tiempos de cálculo alcanzando soluciones aceptables en el marco del experimento y realizando una serie de simplificaciones.

a) MODELO DEL MATERIAL COMPUESTO.

Para comprender bien el comportamiento del material compuesto, que incluye el cohesivo y el laminado de las 12 láminas así como los resultados obtenidos en el análisis del impacto de dicho material en términos de fuerza y erosión, se realizaron tres modelados diferentes del material compuesto. Estos modelos, obedecen sobre todo a criterios de deformación en la etapa de visualización de resultados, y como variaban los resultados en función de los cohesivos utilizados y velocidad de impacto.

Es por ello que los tres modelos utilizados, incluyen las doce láminas de material compuesto hechas a partir de la creación de doce “parts” junto con la inclusión de cero, uno y tres cohesivos.

- Modelo 1: modelo formado por una placa de material compuesto constituida por doce láminas que forman el laminado CINTA (((+45/-45/0/90/90/0)s), sin cohesivo.

Las dimensiones de la placa son de $81 \times 42 \text{ mm}^2$ y 2.4 mm de espesor, siendo el espesor de las láminas de 0.2 mm.

- Modelo 2: modelo formado por una placa de material compuesto constituida por doce láminas que forman el laminado CINTA (((+45/-45/0/90/90/0)s). En este modelo se introduce una placa de espesor delgado, de 0.05 mm de espesor, de material cohesivo tras la lámina número 6 de material compuesto, es decir ocupando la posición central del material.

Las dimensiones de la placa son de $81 \times 42 \text{ mm}^2$ y 2.4 mm de espesor, siendo el espesor de las láminas de 0.1958 mm, ya que se ha introducido el material cohesivo de espesor 0.05 mm.

- Modelo 3: modelo formado por una placa de material compuesto constituida por doce láminas que forman el laminado CINTA (((+45/-45/0/90/90/0)s). En este modelo se introduce entre cada grupo de cuatro láminas, una placa de espesor delgado de material cohesivo, en concreto de 0.05 mm de espesor, es decir, tres placas de material cohesivo.

Las dimensiones de la placa son de $81 \times 42 \text{ mm}^2$ y 2.4 mm de espesor, siendo el espesor de las láminas de 0.1875 mm, ya que se han introducido los materiales cohesivos de espesor 0.05 mm.

A continuación se explica el proceso de elaboración de los modelos, analizando las opciones elegidas, y justificando las acciones llevadas a cabo.

1) Geometría.

En este apartado, se crean las “parts”, dibujando la geometría de cada una de las partes que definen el modelo: las 12 láminas de material compuesto con sus respectivas dimensiones de 81x42 mm² y un espesor correspondiente al modelo realizado.

Además, en el caso de los modelos 2 y 3, se crearán los cohesivos de espesor 0.05 mm, tantos como uno y tres respectivamente.

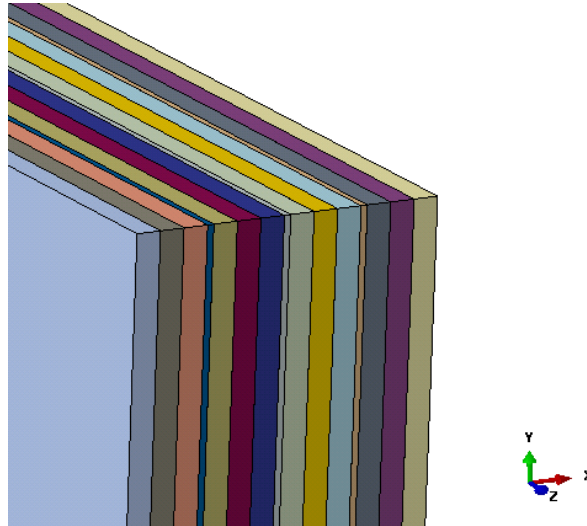


Figura 3. 5 Geometría constructiva del material compuesto.

2) Propiedades de los materiales.

A continuación se explican las propiedades del material cohesivo y compuesto respectivamente.

- Material cohesivo: las propiedades de los materiales cohesivos pueden variar en función del autor que haya tratado con ellos, sus estudios, investigaciones y referencias. Para este caso se han cogido las mismas propiedades empleadas en [5].

Para el registro del daño, se ha elegido el criterio de QUADS y una evolución del daño del tipo Power Law basada en energías. Las secciones aplicadas al material cohesivo, se trata de una sección tipo “otra” en concreto cohesivo, cuyo espesor debe coincidir con el de la “part” creada anteriormente.

COHESIVO	Densidad [ton/mm ³]	E/Knn [MPa/mm]	G1/Kss [MPa/mm]	G2/Ktt [MPa/mm]
	1.50E-09	1200	900	900

Figura 3. 6 Tabla de propiedades del material cohesivo.

COHESIVO	Tracción máxima en dirección normal [Mpa]	Tracción máxima en dirección tangencial 1 [Mpa]	Tracción máxima en dirección tangencial 2 [Mpa]
	50	72	72
	Energía de fractura en modo I [MJ/mm ²]	Energía de fractura en modo II dirección 1 [MJ/mm ²]	Energía de fractura en modo II dirección 2 [MJ/mm ²]
	0.28	0.79	0.79

Figura 3. 7 Tabla de las propiedades de la ley de evolución del daño del cohesivo.

- Material compuesto: como ya se ha dicho anteriormente, el laminado consta de 12 láminas con su respectiva orientación cada una. Para las propiedades del material compuesto, se han utilizado los datos del trabajo experimental y en la evolución del daño se ha escogido el criterio presente en Abaqus de Hashin. La sección aplicada para este caso, es de tipo “Shell” – “Composite”.

COMPUESTO	Densidad [ton/mm ³]	E ₁ [Mpa]	E ₂ = E ₃ [Mpa]	G ₁₂ [Mpa]
	1,58E-09	132000	9430	5000
	G ₂₃ = G ₃₁ [Mpa]	Coeficiente de Poisson	X _c [Mpa]	X _t [Mpa]
	4500	0,3089	1656	2105
	Y _c [Mpa]	Y _t [Mpa]	S _c [Mpa]	α
	175	79	114	1

Figura 3. 8 Tabla de propiedades del material compuesto.

Para evaluar el daño en cada una de las láminas que constituyen la placa de material compuesto, conociendo cuando se inicia y cómo se comporta el material una vez ha comenzado a dañarse, se han determinado propiedades de comportamiento en función del daño. Para ello se ha empleado el criterio de fallo de Hashin.

El criterio de Hashin identifica cuatro modos de fallo diferentes: fallo a tracción de la fibra, fallo a compresión de la fibra, fallo a tracción de la matriz y fallo a compresión de la matriz. Para evaluar el daño en cada caso de fallo se comparan los esfuerzos a los que está sometido el material, con la resistencia a rotura de dicho material correspondiente a cada uno de los casos.

La formulación de Hashin empleada por Abaqus para cada uno de los modos de fallo es la siguiente:

- Fallo de la fibra a tracción.

$$I_f^t = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^T}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2$$

- Fallo de la fibra a compresión.

$$I_f^c = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^C}\right)^2$$

- Fallo de la matriz a tracción.

$$I_M^t = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2$$

- Fallo de la matriz a compresión.

$$I_m^c = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T}\right)^2 - 1 \right] \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^C}\right) + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2$$

Donde:

- σ_{ij} es el valor de tensión normal al que está sometido el material medido en [Mpa].
- τ_{12} valor de tensión tangencial al que está sometido el material medido en [Mpa].
- X^T valor de resistencia a la tracción en dirección longitudinal medido en [Mpa].
- X^C valor de resistencia a la compresión en dirección longitudinal medido en [Mpa].
- Y^T valor de resistencia a la tracción en dirección transversal medido en [Mpa].
- Y^C valor de resistencia a la compresión en dirección transversal medido en [Mpa].
- S^L valor de resistencia a la cortadura en dirección longitudinal medido en [Mpa].
- S^T valor de resistencia a la cortadura en dirección transversal medido en [Mpa].
- α coeficiente que determina la contribución de la tensión tangencial al inicio del daño en el modo de tracción de la fibra.

Cuando en alguno de los modos de fallo el valor de I es igual o superior a 1, significa que se ha alcanzado el inicio del daño en el modelo. Tras este punto comienza una degradación del material definida por una ley de evolución del daño dada al modelo.

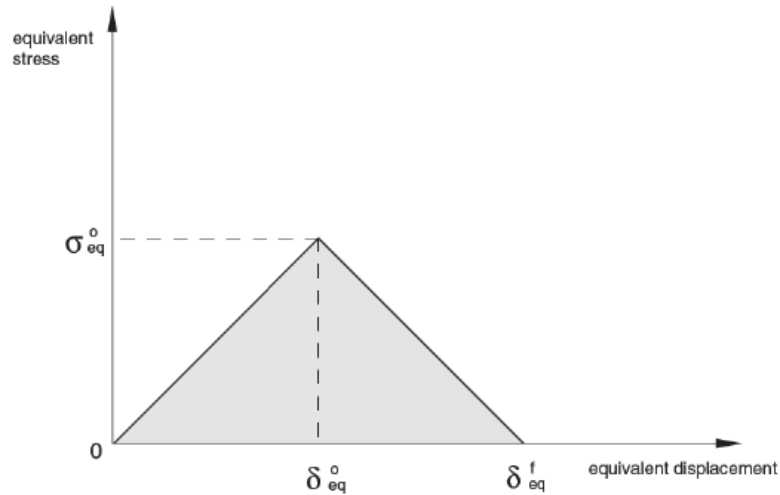


Figura 3. 9 Evolución del daño de tipo energía.

Se ha elegido una ley de evolución lineal del daño de tipo energía. Para ello se han determinado las energías disipadas durante el daño por tracción de la fibra, compresión de la fibra, tracción de la matriz y compresión de la matriz. Estas energías se corresponden con el área encerrada bajo el triángulo que representa la ley de daño. Para su cálculo se han empleado las siguientes ecuaciones:

$$G_{ft} = 1.1 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{x_T^2}{E_1} \cdot L_c$$

$$G_{mt} = 1.1 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{Y_T^2}{E_2} \cdot L_c$$

$$G_{fc} = 1.1 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{x_C^2}{E_1} \cdot L_c$$

$$G_{mc} = 1.1 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{Y_C^2}{E_2} \cdot L_c$$

Donde:

- G_{ft} es la energía de fractura por tracción de la fibra medida en [N/mm].
- G_{mt} es la energía de fractura por tracción de la matriz medida en [N/mm].
- G_{fc} es la energía de fractura por compresión de la fibra medida en [N/mm].
- G_{mc} es la energía de fractura por compresión de la matriz medida en [N/mm].
- L_c es la longitud característica del elemento medida en [mm].
-

	G_{ft} [N/mm]	G_{fc} [N/mm]	G_{mt} [N/mm]	G_{mc} [N/mm]
COMPUESTO	81.5	106.3	0.28	1.313

Figura 3. 10 Datos de la ley de evolución del daño del material compuesto.

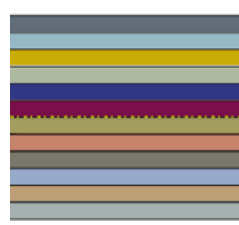
Para continuar, se debe crear una sección a la que se le asociará el material compuesto, característico de la placa, pero haciendo distinción de la orientación que le será aplicada a cada lámina al atribuirle dicha sección. Es por eso, que se necesitarán crear cuatro secciones diferentes, asociadas a las diferentes orientaciones, estas son: +45, -45, 90 y 0°.

En la siguiente tabla se muestran los diferentes materiales y espesores asociados en función del modelo creado.

MODELO	ESPESOR DE LÁMINA	ESPESOR DE COHESIVO
NINGÚN COHESIVO	0.2 mm	0.05 mm
1 COHESIVO DELGADO	0.1958 mm	0.05 mm
3 COHESIVOS DELGADOS	0.1875 mm	0.05 mm

Figura 3. 11 Dimensiones de los materiales cohesivos en función del número de estos en el modelo.

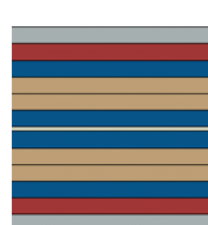
La distribución del laminado para el caso del modelo 1 es la siguiente:



PLACA 1	45
PLACA 2	-45
PLACA 3	0
PLACA 4	90
PLACA 5	90
PLACA 6	0
PLACA 7	0
PLACA 8	90
PLACA 9	90
PLACA 10	0
PLACA 11	-45
PLACA 12	45

Figura 3. 12 Distribución del laminado para el modelo 1.

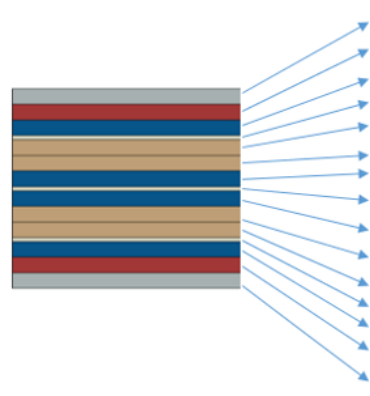
La distribución del laminado para el caso del modelo 2 es la siguiente:



PLACA 1	45
PLACA 2	-45
PLACA 3	0
PLACA 4	90
PLACA 5	90
PLACA 6	0
COHESIVO 1	COHESIVO
PLACA 7	0
PLACA 8	90
PLACA 9	90
PLACA 10	0
PLACA 11	-45
PLACA 12	45

Figura 3. 13 Distribución del laminado para el modelo 2.

La distribución del laminado para el caso del modelo 3 es la siguiente:



PLACA 1	45
PLACA 2	-45
PLACA 3	0
COHESIVO 1	COHESIVO
PLACA 4	90
PLACA 5	90
PLACA 6	0
COHESIVO 2	COHESIVO
PLACA 7	0
PLACA 8	90
PLACA 9	90
COHESIVO 3	COHESIVO
PLACA 10	0
PLACA 11	-45
PLACA 12	45

Figura 3. 14 Distribución del laminado para el modelo 3.

3) Posición espacial.

A continuación se muestra todas las “instances” creadas que forman el modelo ensamblado.

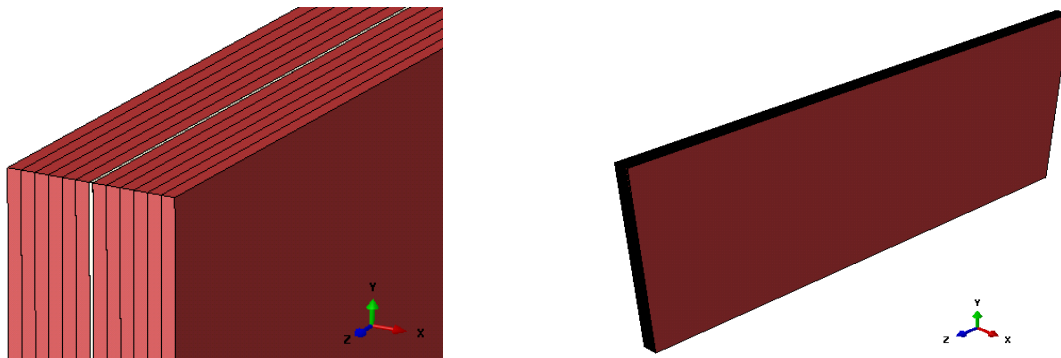


Figura 3. 15 Modelo ensamblado del proyectil de material compuesto.

4) Interacciones.

Lo siguiente consiste en definir el contacto entre las láminas que constituyen la placa. Para ello, a través de los “ties” crearemos los contactos entre las láminas y/o cohesivos que se encuentran en contacto los unos con otros.

Estos “ties” sirven para modelar todas las placas como una sola en sí misma.

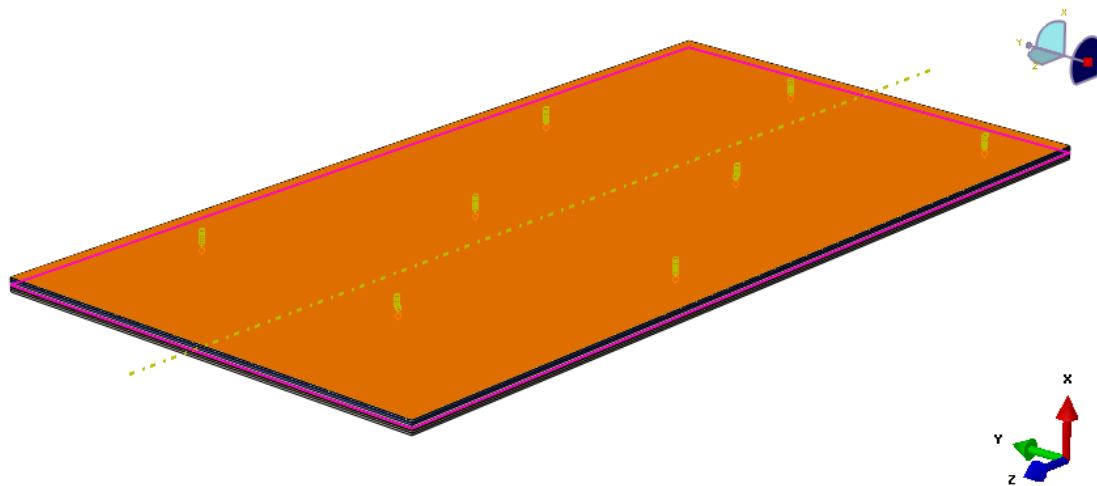


Figura 3. 16 Relaciones de contacto entre las placas del material compuesto.

5) Cargas.

En el modelo numérico, la carga asociada al material compuesto corresponde a una carga predefinida de velocidad en dirección z al proyectil, esta carga afecta a todo el conjunto del material compuesto.

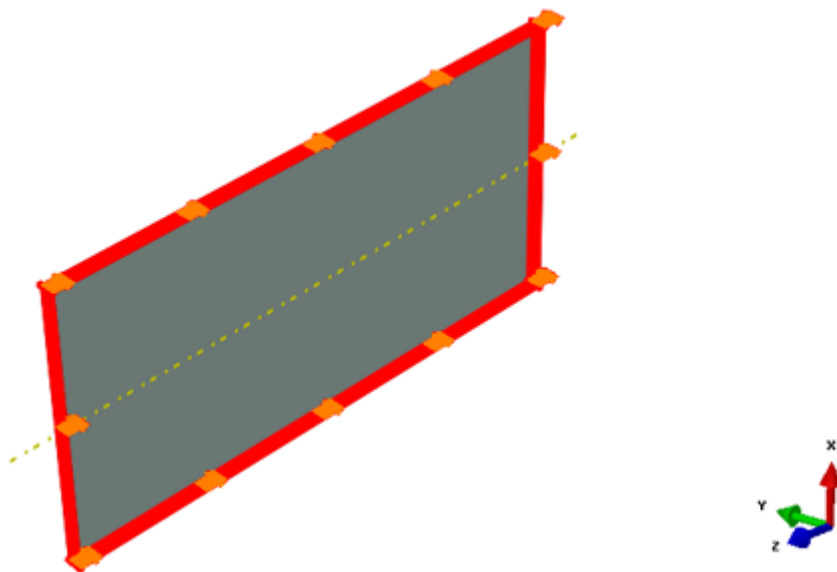


Figura 3. 17 Carga dinámica de velocidad asociada al material compuesto.

6) Mallado del modelo.

Para realizar el mallado del modelo, se han realizado dos tipos de mallado diferentes, según fuera la parte del cohesivo o del material compuesto.

- Placas de material compuesto.

Para estas placas, se ha utilizado un tamaño de elemento de 1 mm, un mallado estructurado de hexaedros y una máxima degradación de 0.5. Los elementos que se utilizan son explícitos del tipo Continuum Shell, SC8R, con segundo orden de precisión. Es importante seleccionar y asignar la orientación de apilamiento de las fibras “stack direction”.

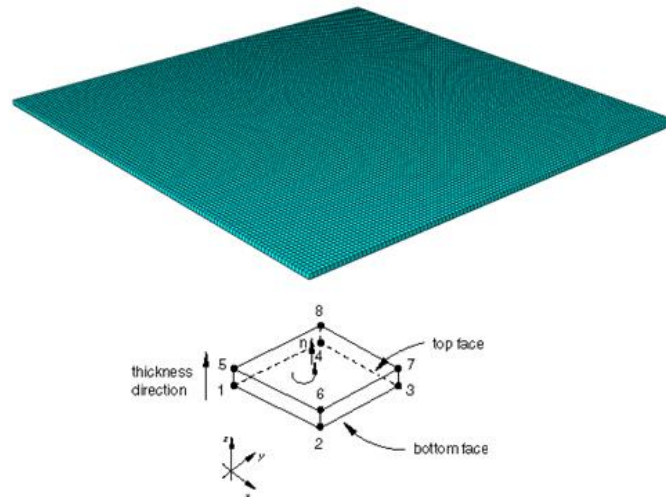


Figura 3. 18 Tipo de elemento para el material compuesto.

El utilizar este tipo de elementos en vez de Shell convencionales se debe a su mayor facilidad de implementar cohesivos entre medias de dos placas de Continuum Shell. La principal diferencia entre uno y otro es que el Continuum Shell es un elemento de tres dimensiones cuyo espesor está definido por la geometría, espesor que en el caso del Shell convencional se define a través de su sección. Otra diferencia entre ambos también es que los nodos del elemento Continuum Shell poseen sólo grados de libertad de desplazamiento y no de rotación, como los tipo Shell tienen también.

- Placas de material cohesivo.

Para realizar el mallado del material cohesivo, también se emplean elementos de tamaño 1 mm, y estructurado de hexaedros. En cuanto al tipo de elemento, se trata en este caso de COH3D8, al tratarse de un elemento explícito de tipo cohesivo.

De la misma manera que para el material compuesto, se establece la orientación de las fibras, de tal manera que se obtenga:

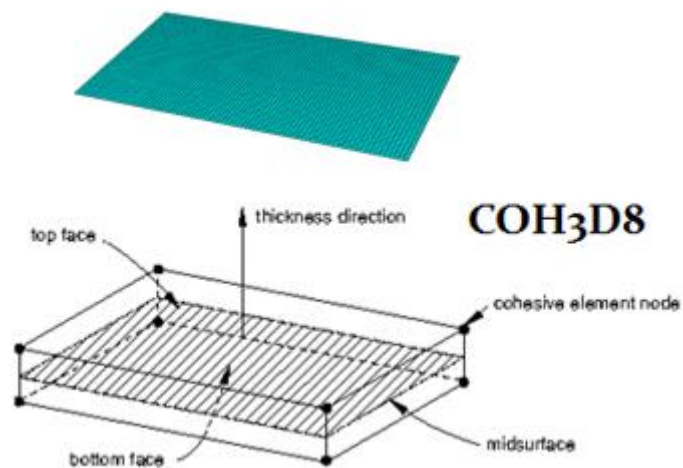


Figura 3. 19 Tipo de elemento para el material cohesivo.

La conectividad de estos elementos es igual que la de los elementos continuos, como el SC8R, pero es muy útil imaginarlos compuestos por dos caras separadas por un espesor [9]. El movimiento relativo entre la cara superior e inferior medido a lo largo del espesor representa la apertura o cierre de la interfaz cohesiva. El cambio relativo de posición de las caras cuantifica la cizalladura transversal a la que está sometido el elemento.

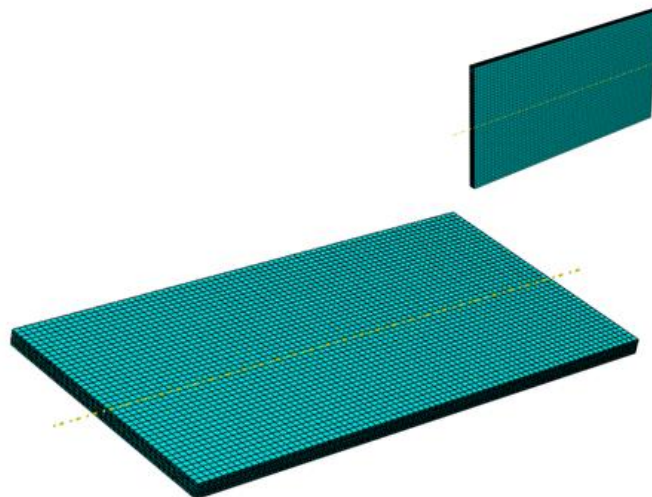


Figura 3. 20 Modelo completo mallado.

b) MODELO DE LA CÉLULA DE CARGA.

En este modelo realizado, se pretende registrar el elemento de la célula de carga. Este dispositivo resulta clave en el estudio experimental del problema, porque será susceptible de sustitución para simplificar el ensayo experimental más adelante en el modelo numérico.

1) Geometría.

En este apartado se crearán las geometrías de cada una de las partes que definen el modelo de la célula de carga, la cual está formada por otra serie de elementos más pequeños.

Todas las geometrías creadas son del tipo tres dimensiones y deformables.

La célula de carga se encuentra formada por tres partes a su vez: los radios, el cilindro interior y el cilindro exterior.

La geometría de los radios, quedará definida por una corona circular de diámetros 104 y 50 mm respectivamente y un espesor de 35 mm. En esa región se dibujan cuatro radios iguales de 25 x 27 mm y un espesor de 35mm, ajustándose la forma de la corona circular que la envuelve. Obteniendo la siguiente geometría:

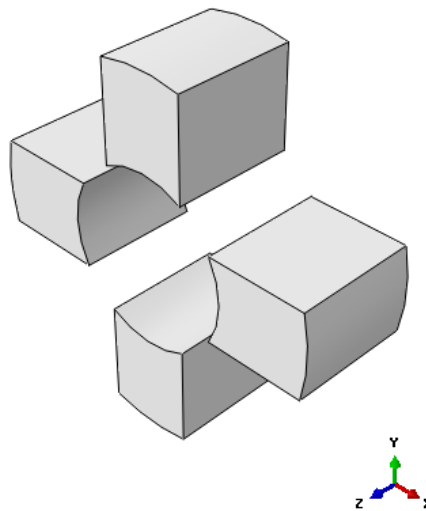


Figura 3. 21 Geometría creada de los radios.

A continuación es necesario crear el cilindro interior. Este cilindro tiene unas características constructivas basadas en una corona circular de 50 y 30 mm de diámetros mayor y menor respectivamente, con una profundidad de 43 mm. Con estos valores, se obtiene un cilindro interior de la siguiente manera:

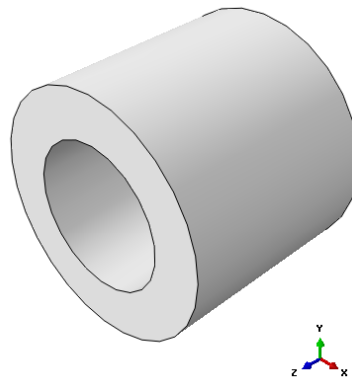


Figura 3. 22 Geometría creada del cilindro interior.

Para finalizar, se crea el cilindro exterior, cuyas dimensiones quedan definidas por una corona circular de 150 y 104 mm de diámetros mayor y menor respectivamente y una profundidad de 43 mm. Lo siguiente, es practicar orificios pasantes de 11 mm de diámetro en la superficie de la corona, centrados y cada 30°. Con estas características se obtiene la siguiente geometría:

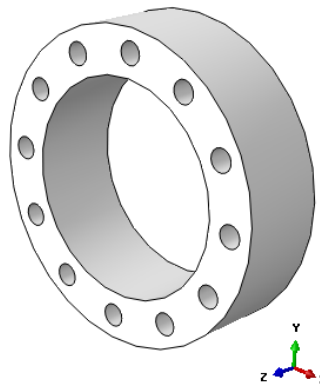


Figura 3. 23 Geometría creada del cilindro exterior.

2) Propiedades de los materiales.

Una vez se disponen de las “parts” creadas, es necesario crear los materiales que posteriormente se aplicarán a dichas partes.

Se detalla a continuación las propiedades del material que componen el modelo numérico de la célula de carga. Este material es el acero.

- Célula de carga: se trata, en su conjunto de un cilindro interior, exterior y radios de Acero, cuya sección se le aplica una sección del tipo sólida y homogénea.

CÉLULA DE CARGA	Densidad [ton/mm ³]	Módulo de Young [Mpa]	Coefficiente de Poisson
	7.85E-09	210,000	0.3

Figura 3. 24 Propiedades de la célula de carga.

3) Posición espacial.

A continuación se crean las “instances” de cada “part”, que componen el modelo ensamblado.

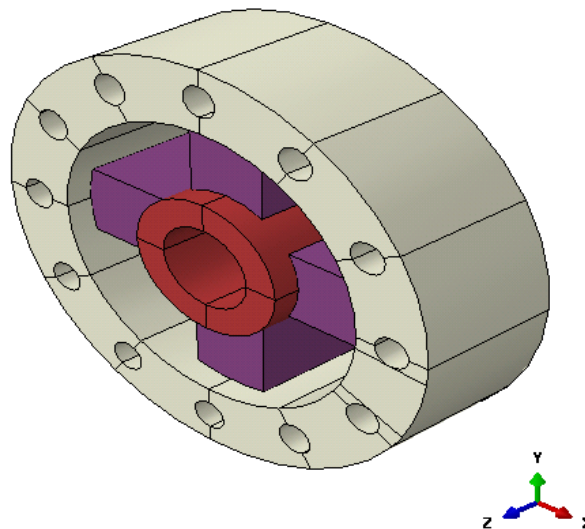


Figura 3. 25 Modelo ensamblado.

4) Interacciones.

El modelo únicamente dispone de un tipo de interacciones, registrados a través de la condición de “Tie”.

Estas relaciones de contacto permiten “unir” diferentes partes del modelo, entre ellas: las relativas al contacto existente entre, los radios con la zona exterior del anillo y los radios con la zona interior del anillo. Mediante esta función se consigue que cada una de las partes de la célula de carga queden acopladas, funcionando como un único elemento constitutivo.

La siguiente figura muestra estas relaciones:

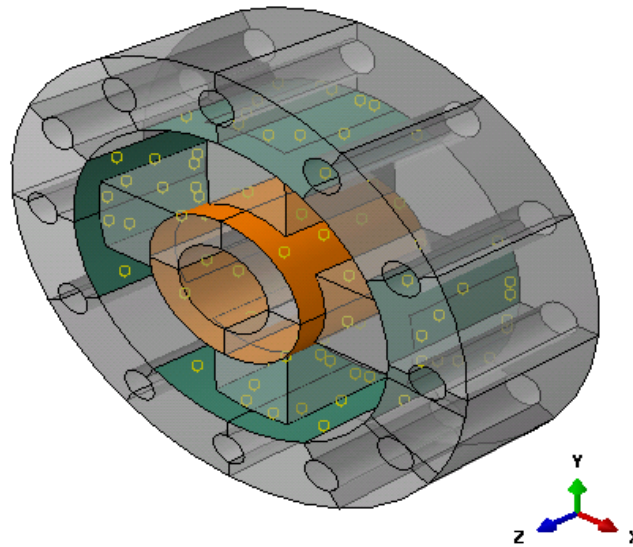


Figura 3. 26 Definición de los diferentes "ties".

5) Cargas y condiciones de contorno aplicadas.

La condición de contorno aplicada en este modelo afecta únicamente a la superficie exterior de la parte posterior de la célula de carga, la cuál debe ir empotrada, situación que simula la fijación de dicho elemento a la plancha del ensayo experimental.

Se aplica a continuación la condición de ecastre.

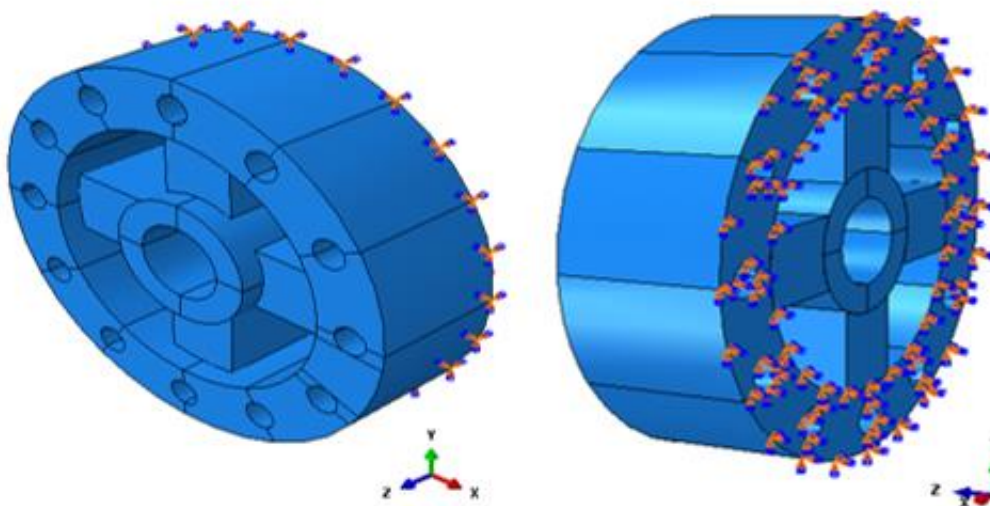


Figura 3. 27 Definición de la condición de contorno.

6) Mallado del modelo.

- Célula de carga.

Para el mallado de las “parts” que componen el conjunto célula de carga se han utilizado un tamaño de elemento aproximado de 3.5 mm para el cilindro exterior y para los radios, y de 3mm aproximadamente para el mallado del cilindro interior.

Se emplea para todos un mallado estructurado de hexaedros, cuyos elementos son lineales, explícitos, 3D, del tipo C3D8R.

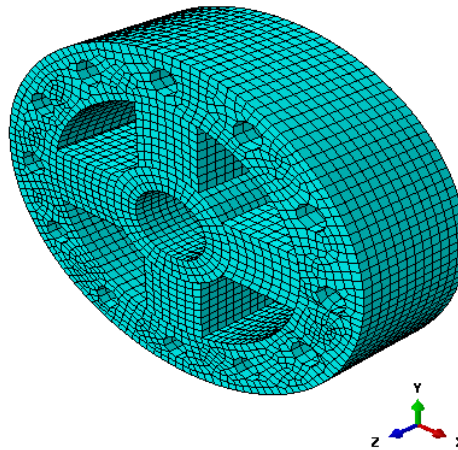


Figura 3. 28 Mallado de la célula de carga.

c) MODELO COMPLETO DEL SISTEMA EXPERIMENTAL.

En este modelo, se integran todas las partes para analizar el impacto completo, simulando y recreando las condiciones del laboratorio lo más fielmente posible.

Incluye: el proyectil de material compuesto, el plato de presión, y la célula de carga.

Es por ello, que a los módulos anteriormente descritos, se les debe añadir la parte del plato de presión, elemento sobre el que se produce el impacto del proyectil y que transmite el efecto a la célula de carga, donde finalmente se registra el resultado.

Por ello, tal y como se ha indicado, para este modelo se requieren de las geometrías creadas y descritas en los modelos a) y b), así como sus características, dimensiones, materiales y demás aspectos constructivos de ambos módulos, manteniendo relaciones de contacto, cargas, condiciones de contorno, interacciones y mallado.

1) Geometría.

Se define la geometría del plato de presión para completar el modelo experimental completo. Esta geometría es de tres dimensiones del tipo sólida y deformable.

Plano de medidas del plato de presión.

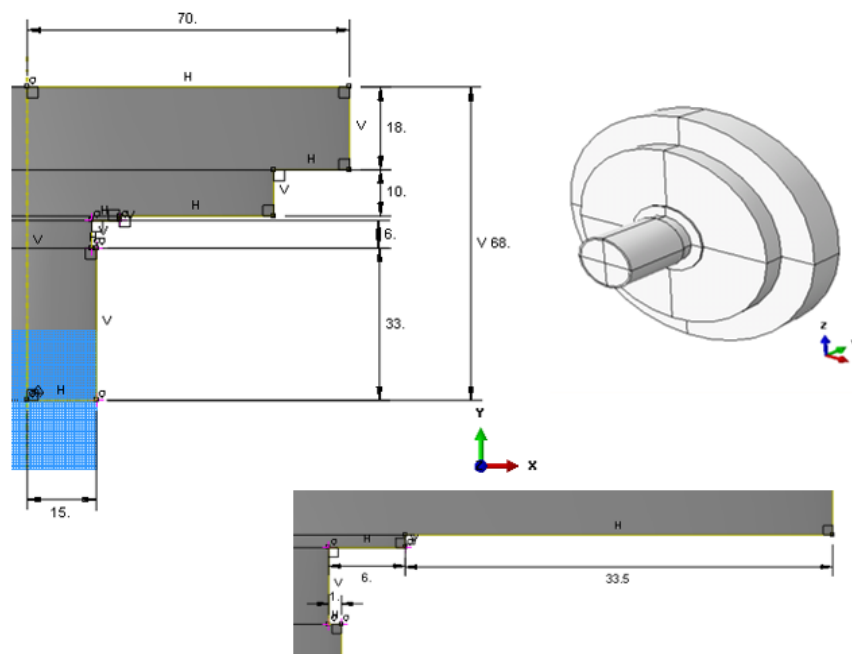


Figura 3. 29 Plano acotado de medidas del plato de presión.

2) Propiedades de los materiales.

Al plato de presión, se le asigna la misma sección sólida y homogénea que contiene al material del acero, cuyas propiedades son las mismas que las que se definieron y emplearon en el modelo b).

3) Posición espacial.

Importante mencionar, que el modelo numérico correspondiente al análisis experimental, se realiza con las tres probetas (proyectiles) de material compuesto a impactar diferentes, explicados en el modelo a), de esta sección 3. Es decir, se recrea el modelo completo experimental con los tres materiales diferentes de cero, uno, y tres cohesivos respectivamente.

La posición espacial de las partes es importante de cara al ahorro de tiempo de análisis. Este hecho se ha tenido en cuenta, a la hora de situar el proyectil, el cual se deberá colocar lo más próximo posible (sin llegar a tocar) al plato de presión, elemento sobre el que impacta. De forma que al dar comienzo el análisis comience a impactar lo antes posible.

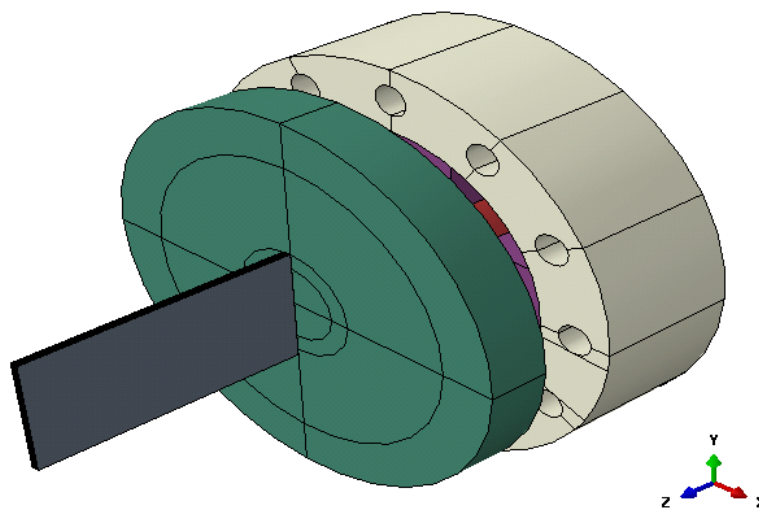


Figura 3. 30 Modelo ensamblado

4) Interacciones.

Este modelo cuenta con dos tipos de interacciones diferentes a añadir, (a parte de los ya existentes de los anteriores modelos a) y b)). Estos son: el contacto entre todas las partes entre sí y los “ties”, mediante los cuales será necesario definir la relación de contacto entre el plato de presión y la célula de carga.

El contacto creado es un contacto general, explícito, de todas las superficies con todas entre sí, con un coeficiente de fricción de 0.2.

La segunda interacción, corresponde al “tie” que como hemos dicho, modela el comportamiento “solidario” del plato de presión con la célula de carga. En la figura esta relación se aprecia en color rojo.

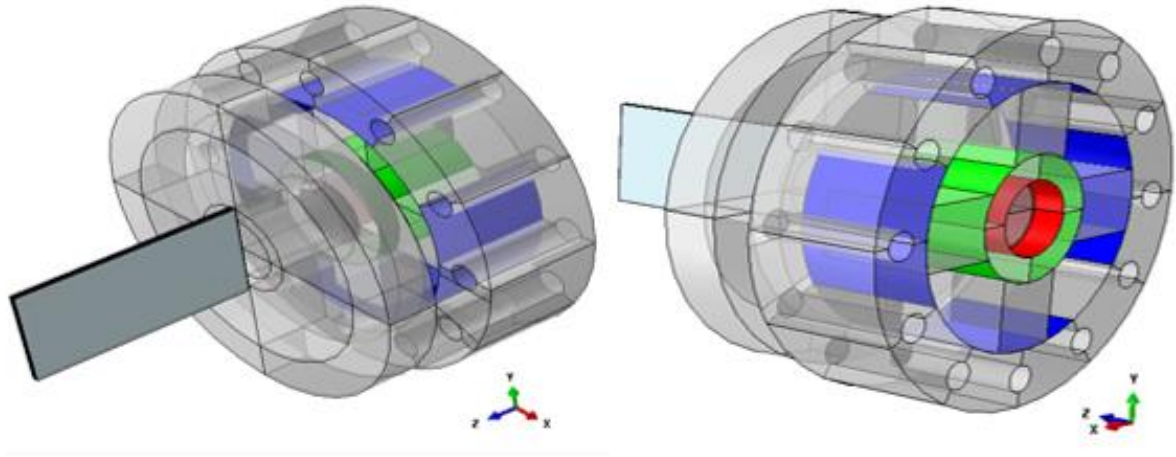


Figura 3. 31 Definición de los “ties”.

5) Cargas y condiciones de contorno.

Se hacen de aplicabilidad para este modelo, las cargas y condiciones de contorno, ya mencionadas en modelos anteriores a) y b).

- Velocidad del proyectil.
- Empotramiento sobre la célula de carga.

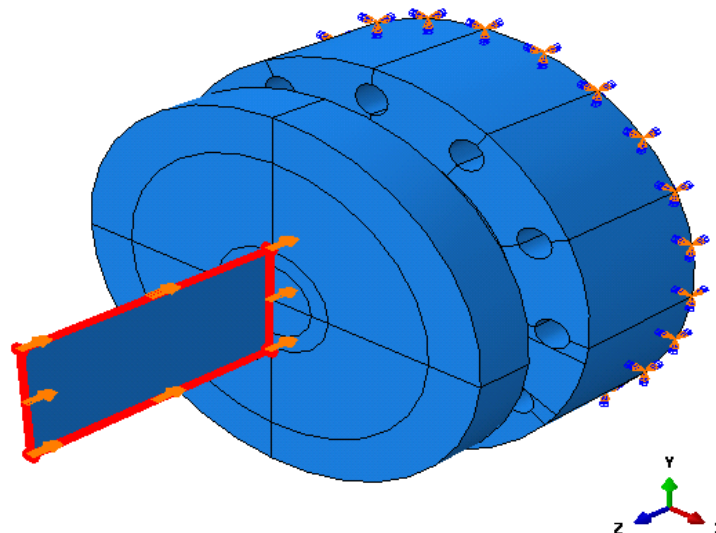


Figura 3. 32 Definición de las cargas y condiciones de contorno.

6) Mallado del modelo.

El mallado correspondiente a las partes ya incluidas en otros modelos, mantienen el mismo tipo de mallado, número y tipo de elementos que en dichos casos.

- Plato de presión.

Para el plato de presión, se ha utilizado un tamaño de elemento aproximado de 4.9 mm, de geometría hexaédrica tipo lineal, explícito empleando segundo orden de precisión del tipo C3D8R.

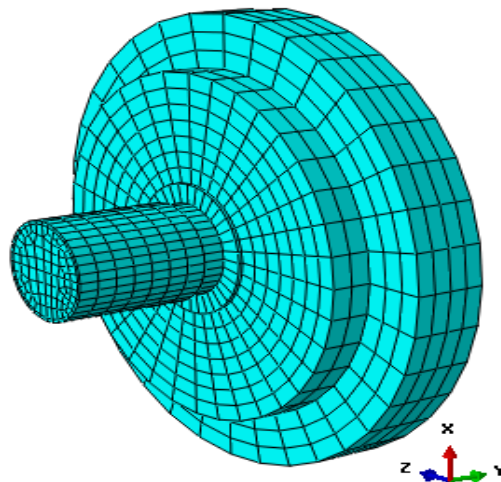


Figura 3. 33 Mallado del plato de presión.

El modelo del sistema experimental resultante tiene el siguiente mallado:

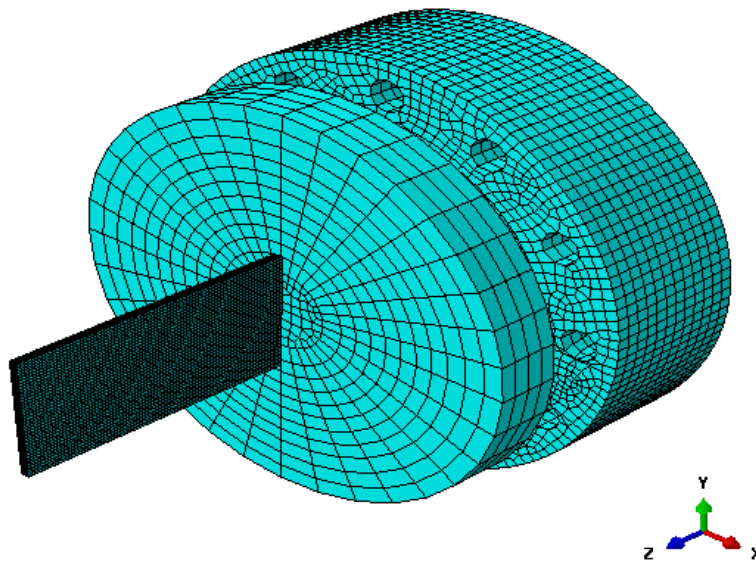


Figura 3. 34 Modelo completo mallado.

d) ANÁLISIS MODAL DE LA CÉLULA DE CARGA.

En este apartado se debe realizar un análisis modal de la célula de carga con vistas a sustituir dicho elemento en el modelo simplificado por un resorte.

El procedimiento para llevar a cabo el análisis modal de la célula de carga, se basa en el estudio de los modos propios de este elemento a través de un modelo numérico de análisis de frecuencia, que permitirá obtener sus masas características, y éstas establecer la masa asociada a la inercia del resorte. Lo siguiente, consiste en calcular la rigidez que define el propio resorte. Dicho valor de “k” se obtiene tras medir el desplazamiento producido en una región de la célula de carga por una fuerza aplicada a la misma.

El Análisis Modal es un proceso de determinación de las características dinámicas inherentes a un sistema mecánico y necesarias para la posterior formulación de un modelo matemático del comportamiento dinámico de dicho sistema [19]. Esta modelización dinámica se lleva a cabo en base a los parámetros modales (frecuencias naturales, modos de vibración y relaciones de amortiguamiento) propios del sistema, y que dependen de la distribución de sus características de masa, rigidez y amortiguamiento.

El Análisis Modal parte de la hipótesis lineal de considerar que la respuesta en vibración de un sistema puede ser expresada como una combinación de una serie de movimientos armónicos simples llamados modos naturales de vibración, intrínsecos al sistema y determinados por el valor y distribución de su masa, rigidez y amortiguamiento. Cada modo se define a partir de sus parámetros modales: frecuencia natural, amortiguamiento modal y forma característica de desplazamiento. El grado de participación de cada modo en el total de la vibración viene determinado por las características de la excitación que actúa sobre el sistema y por las formas de los modos.

A continuación se explica el modelo desarrollado. La recreación de las condiciones de estudio de los modos propios de la célula de carga, pasan por definir un “Step” de tipo frecuencia, que permita obtener las frecuencias naturales de vibración del sistema, en función de los múltiples grados de libertad que posee. Una vez obtenidos los resultados, elegiremos de entre todos los obtenidos, aquel que tenga una mayor participación en la dirección del movimiento de estudio, es decir, aquella dirección que coincida con la que lleve el proyectil.

Sin embargo, cuando se calcule la rigidez asociada al resorte que sustituirá el conjunto en cuestión, el “Step” definido será de tipo “General”-“Estático”.

Los módulos correspondientes a la descripción de la geometría, las propiedades del material de la célula de carga y su posición espacial, quedan definidos y son de validez los explicados en el apartado b) de la sección 3.2.

4) Interacciones.

Para poder aplicar la carga necesaria que produzca un desplazamiento en los elementos, se define una relación del tipo “Coupling”, entre un punto de referencia (RP), y la superficie sobre la que se transmitirá la fuerza aplicada en el punto.

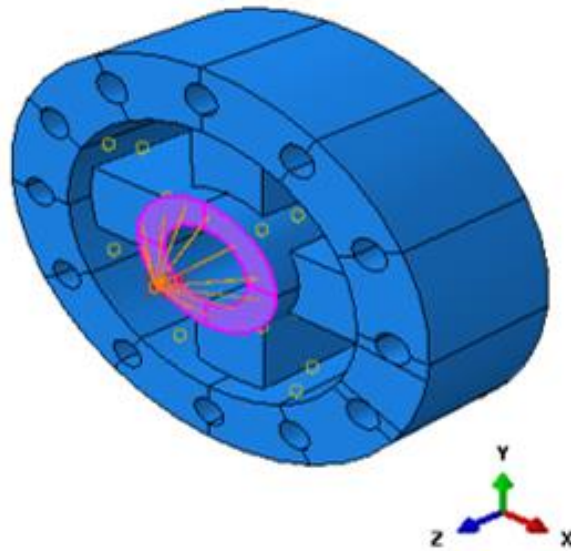


Figura 3. 35 Definición de la relación tipo “coupling”.

5) Cargas y condiciones de contorno aplicadas.

En este apartado, en el caso del modelo del análisis modal no se aplica ninguna carga, puesto que se está estudiando los modos propios, proporcionados por el estudio de la frecuencia. Sin embargo para para obtener la constante de rigidez, se ha aplicado una fuerza concentrada sobre el punto de referencia, de valor 100,000 Newton en dirección del eje z, del mismo sentido en el que es lanzado el proyectil. Esta fuerza concentrada es de amplitud tipo “Ramp”, por lo que la fuerza se implementa a través de una ecuación de pendiente constante partiendo de un valor inicial igual a cero y llegar hasta un valor de 100,000 Newton.

La condición de contorno se implementa empotrando la superficie de contacto posterior de la célula de carga.

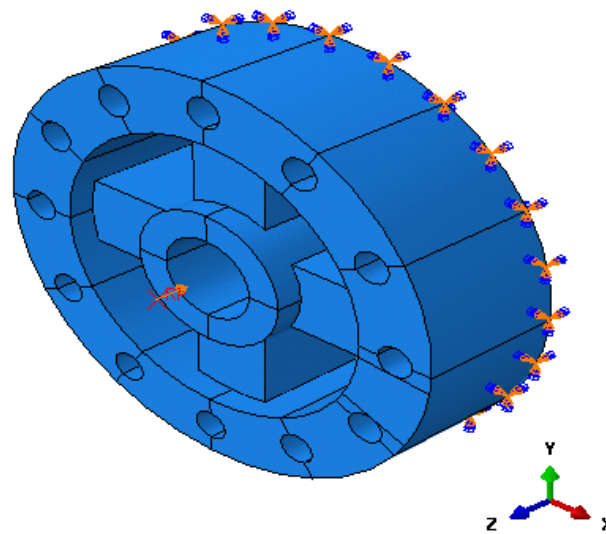


Figura 3. 36 Definición de las cargas y condiciones de contorno.

6) Mallado del modelo.

Para el mallado de las “parts” que componen el conjunto de la célula de carga se han utilizado un tamaño de elemento aproximado de 3.5 mm para el cilindro exterior y para los radios, de 3mm aproximadamente para el mallado del cilindro interior.

Se emplea para todos un mallado estructurado de hexaedros, cuyos elementos son lineales, pero de tipo estándar en este caso, del tipo 3D, C3D8R.

El mallado utilizado es en cualquier caso, el mismo que el utilizado en modelos anteriores, tanto en ii, como en iii.

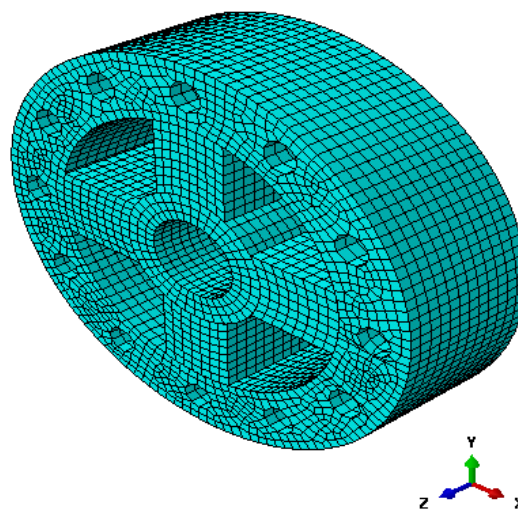


Figura 3. 37 Mallado del modelo completo.

7) Resultados.

A continuación se muestran los resultados obtenidos del análisis modal de la célula de carga. Se observa el modo propio más influyente, del cual se obtienen los datos de masas asociadas a la inercia del resorte.

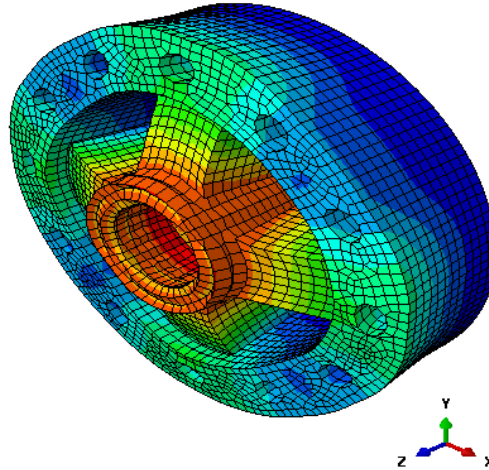


Figura 3. 38 Resultado del análisis modal de la célula de carga. Visualización del modo propio más influyente.

	Masa total [ton]	Masa generalizada (móvil) [ton]	Masa fija [ton]
CONJUNTO CÉLULA DE CARGA	3.91836E-03	6.55273E-04	3.263087E-03

Figura 3. 39 Datos de inercia de las masas.

Datos obtenidos.

Datos recogidos tras el cálculo de la rigidez:

	Fuerza [N]	Desplazamiento [mm]
CONJUNTO CÉLULA DE CARGA	0	0
	10000	0.00302077
	20000	0.00604153
	30000	0.0090623
	40000	0.0120831
	50000	0.0151038
	60000	0.0181246
	70000	0.0211454
	80000	0.0241661
	90000	0.0271869
	100000	0.0302077

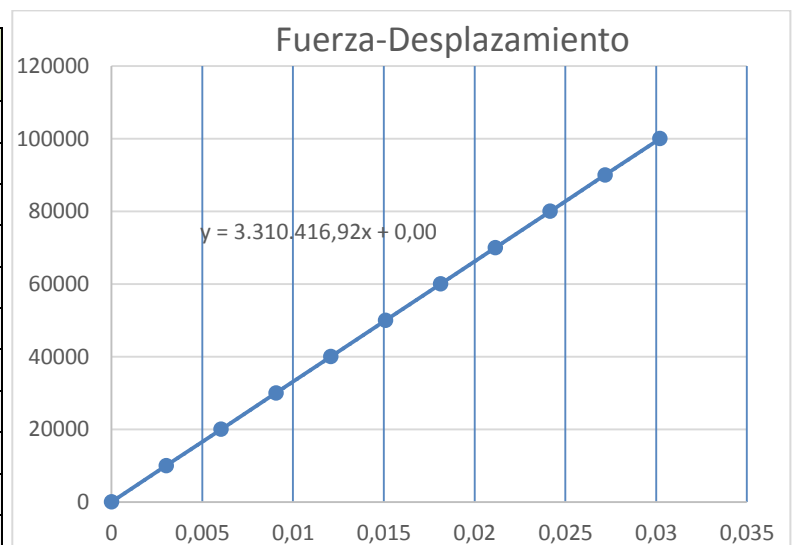


Figura 3. 40 Valores de fuerza y desplazamiento y gráfica con la ecuación de ajuste.

	Constante de rigidez [$\frac{N}{mm}$]
CONJUNTO CÉLULA DE CARGA	3310416.92

Figura 3. 41 Valor de la constante de rigidez del resorte.

e) **MODELO SIMPLIFICADO DEL SISTEMA EXPERIMENTAL.**

Completado el modelo en el que se realiza el análisis modal y obtenido el valor del cálculo de la rigidez de la célula de carga, se procede a sustituir este elemento, por un resorte de amortiguamiento.

Los datos necesarios corresponden a las masas totales del modelo, la masa generalizada relativa al modo propio (frecuencia natural) con más influencia en la componente z (dirección de impacto), de todo el sistema y el valor de la constante de rigidez (k).

Para este modelo se utilizan las partes del material compuesto para sus tres ensayos diferentes (cero, uno y tres cohesivos), y el plato de presión, explicados en los apartados a) y c) respectivamente de la sección 3.2 así como los materiales definidos.

1) Geometría.

En este apartado se crean las masas asociadas a la célula de carga y que la sustituyen, tal y como se explicó en el apartado c). Estas geometrías son de tipo 3D, deformable, y forma de “punto”.

Se definen dos puntos, una masa móvil, y otra fija asociada con la condición de empotramiento. Cada una de estas masas vienen caracterizadas por los valores de inercia del elemento que sustituyen, debiéndose de esta manera, asignar a la masa móvil un valor de masa inercial de 6.55273E-04 toneladas, correspondiente a la masa móvil de todo el sistema. Así, el valor de masa inercial asociado a la siguiente masa (masa fija), es de 3.263087E-03 toneladas, que corresponde con los datos de la masa fija del sistema.



Figura 3. 42 Geometría de las masas introducidas mediante puntos.

3) Posición espacial.

En este apartado se muestra la posición espacial del modelo simplificado experimental ensamblado con las “instances” correspondientes.

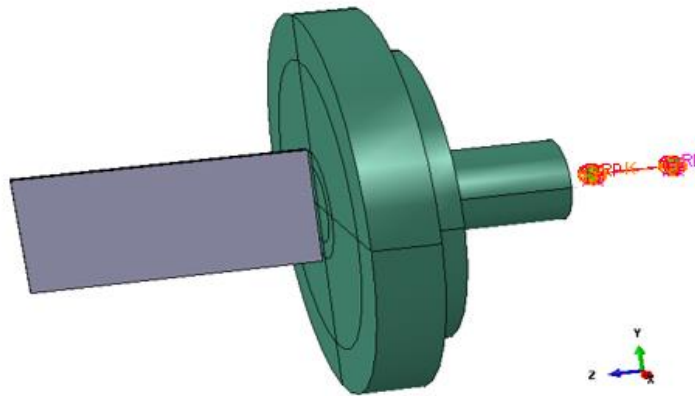


Figura 3. 43 Modelo ensamblado.

4) Interacciones.

Las interacciones necesarias en este modelo, pasan por definir la ecuación del muelle, que rige el comportamiento del mismo y que debe ir asociado a la superficie exterior de la parte cilíndrica del plato de presión que se debiera insertar en la célula de carga.

Para crear esta interacción se simula como “CONSTRAINT” del tipo “EQUATION”, utilizando los “sets” correspondientes a la superficie anteriormente descrita y la masa móvil. De esta manera queda definida la ecuación de comportamiento del resorte y su relación con el plato de presión.

5) Cargas y condiciones de contorno.

Las cargas a introducir en este modelo, a parte de las ya existentes, como es el caso de la velocidad impuesta en el proyectil, corresponden al empujamiento de la masa fija, y la condición de libertad de movimiento a lo largo de la dirección del eje z asociada a la masa móvil, restringiendo los movimientos en los restantes grados de libertad.

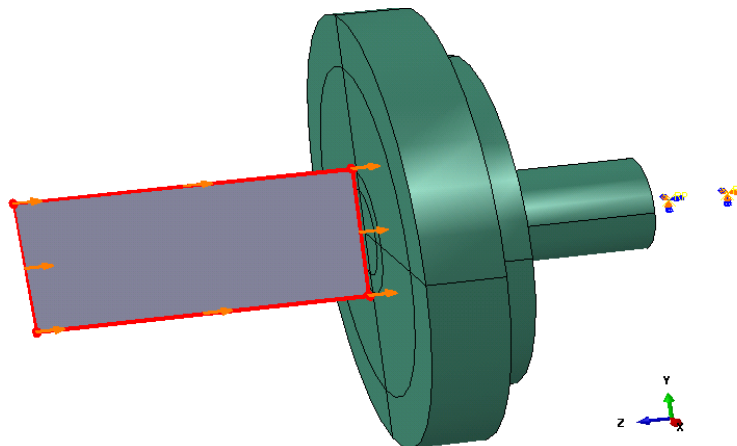


Figura 3. 44 Definición de las cargas y condiciones de contorno.

6) Mallado del modelo.

Las condiciones y procedimiento del mallado son idénticas a las ya explicadas en modelos anteriores, a), y c).

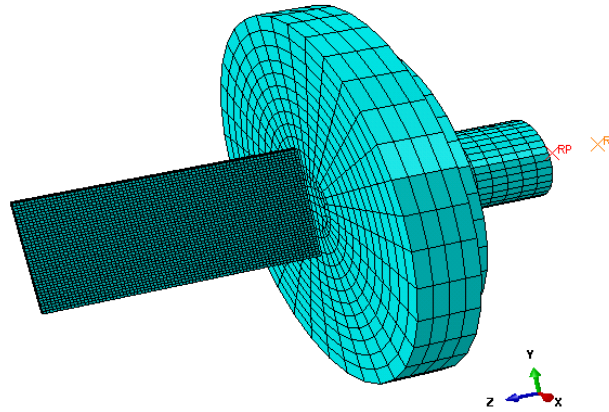


Figura 3. 45 Modelo completo mallado.

4. RESULTADOS.

4.1. ANÁLISIS DE RESULTADOS DEL MODELO COMPLETO.

a) FUERZA EXPERIMENTADA POR UN PUNTO DEL CILINDRO INTERIOR DE LA CÉLULA DE CARGA.

En este apartado, se analizan las fuerzas registradas sobre un punto del cilindro interior de la célula de carga. La elección de la ubicación del punto, debe ser lo más próxima a la zona que recibe el impacto, para que los datos de desplazamiento obtenidos, que son los que más tarde se utilizan para obtener la fuerza multiplicando por la constante de rigidez del resorte, sean lo más representativos posible.

A continuación se muestra la ubicación del punto elegido sobre la célula de carga:

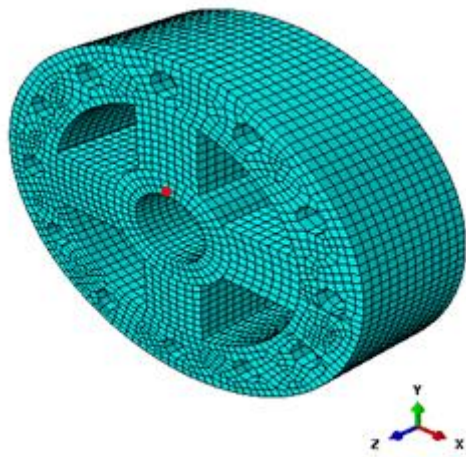


Figura 4. 1 Ubicación del punto elegido para la obtención de valores de desplazamiento.

Las gráficas siguientes muestran la fuerza obtenida para cada uno de los tres modelos completos de cero, uno y tres cohesivos, observando todas las velocidades de impacto.

Se observará la tendencia en el valor de la fuerza, atendiendo a los parámetros de velocidad, número de cohesivos, y se obtendrán las conclusiones debidas al efecto.

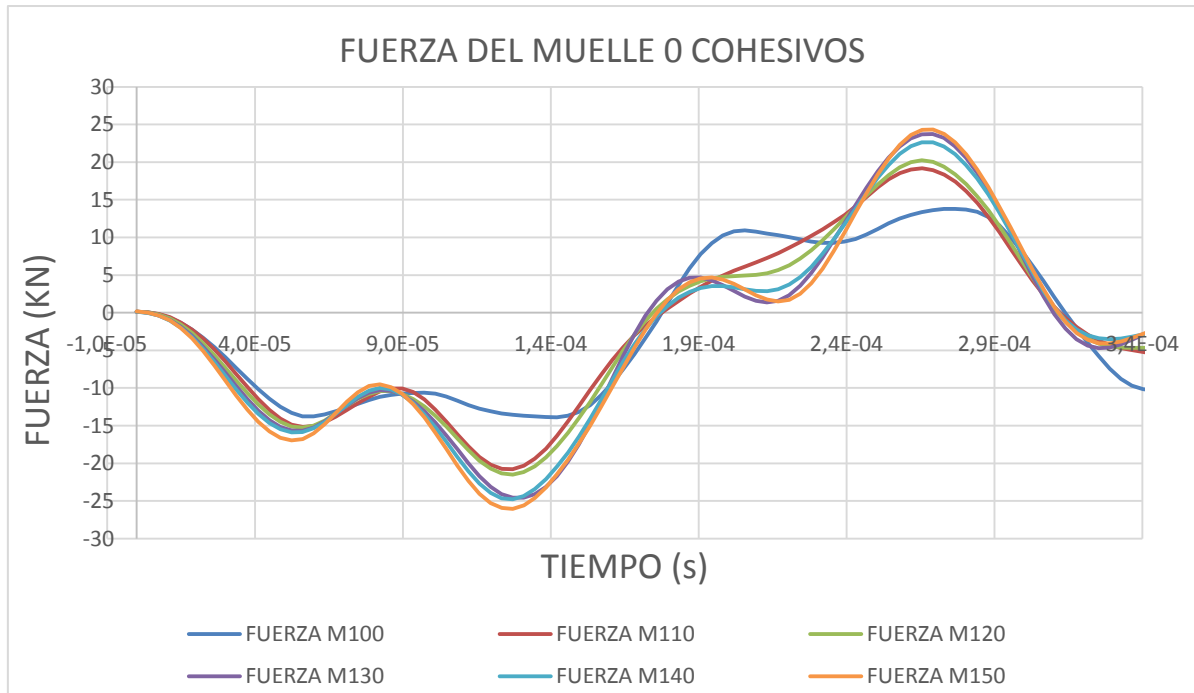


Figura 4. 2 Gráfica fuerza-tiempo del muelle completo del modelo de un cohesivo.

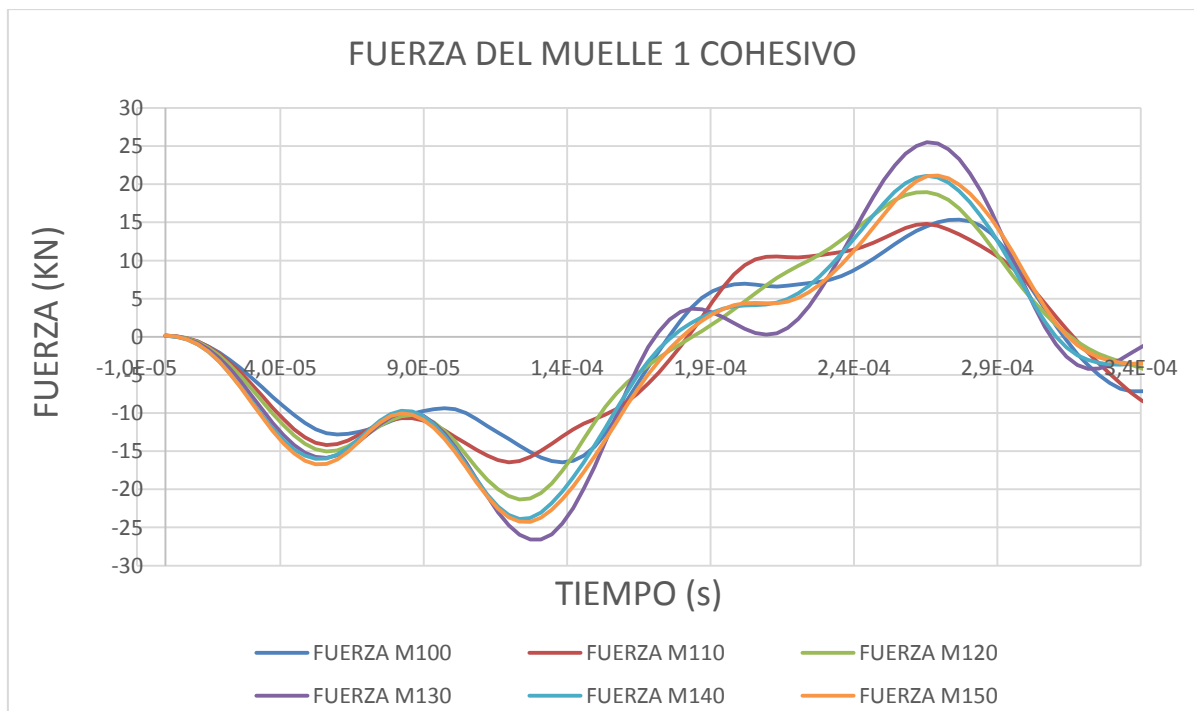


Figura 4. 3 Gráfica fuerza-tiempo del muelle completo del modelo de un cohesivo.

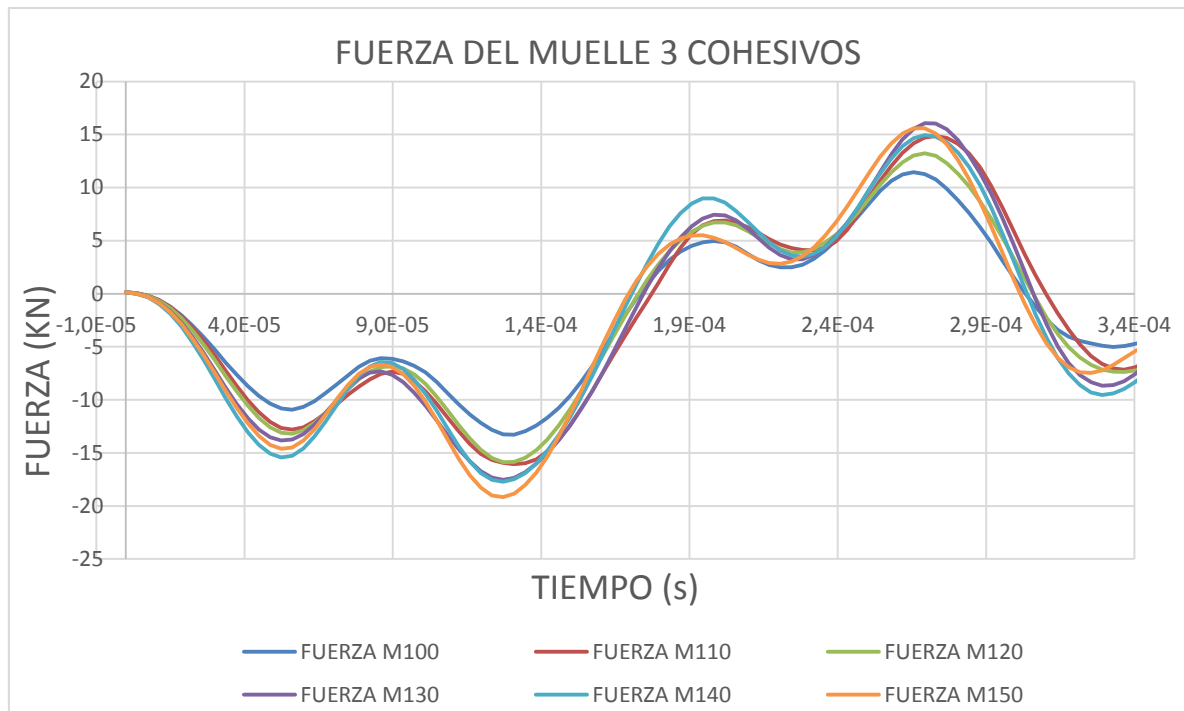


Figura 4. 4 Gráfica fuerza-tiempo del muelle completo del modelo de tres cohesivos.

Observando las gráficas se pueden extraer dos conclusiones importantes de acuerdo a la velocidad y a la fuerza.

En cuanto a la velocidad, en todos los modelos queda reflejado que según va aumentando la velocidad con la que el proyectil es lanzado, se registran valores mayores de fuerza de la célula de carga, es decir, aumenta el tamaño de la gráfica en dirección vertical.

En lo que se refiere al número de cohesivos, es importante mencionar que comparando las tres gráficas, se observa como la adicción de estos elementos, que actúan de ligantes, proporcionan adhesión al material, provocando que la célula de carga experimente unos valores de fuerza menores a medida que se aumenta el número de cohesivos.

b) SECUENCIA DE IMPACTO PRODUCIDA.

En este apartado se muestra los momentos más representativos de la secuencia de impacto. Se han elegido momentos de impacto que corresponden al inicio del modelo, al impacto y comienzo de erosión del material, avance y aumento de la erosión, y último instante de impacto.

Para no mostrar una elevada cantidad de ilustraciones, se ha elegido la velocidad intermedia de lanzamiento de 130 m/s, representando para esta velocidad los tres modelos de cero, uno y tres cohesivos.

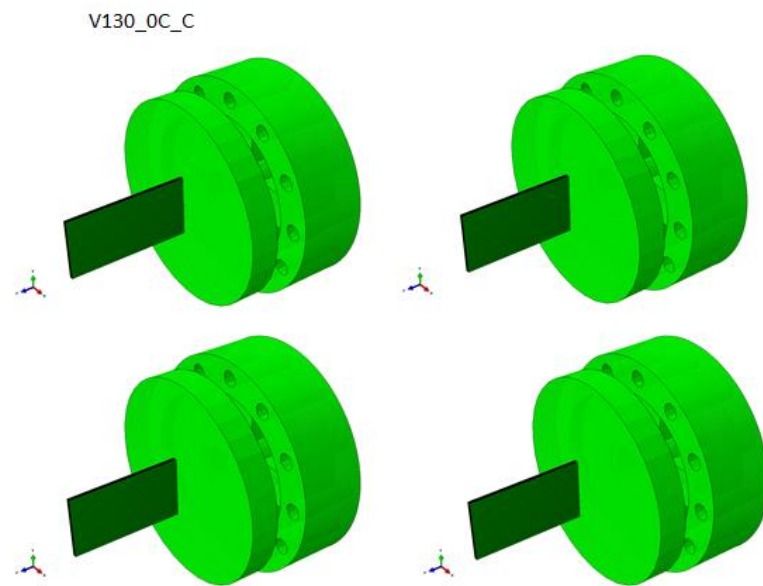


Figura 4. 5 Secuencia de impacto a la velocidad de 130 m/s para el modelo de cero cohesivos.

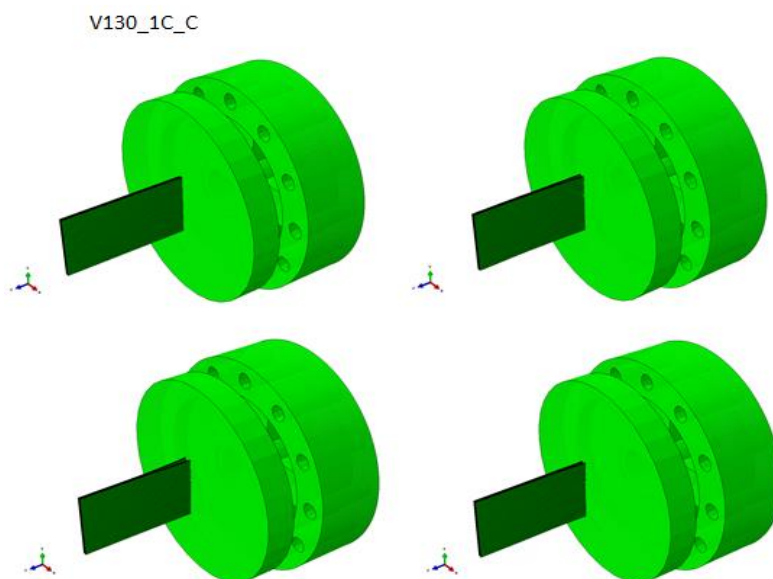


Figura 4. 6 Secuencia de impacto a la velocidad de 130 m/s para el modelo de un cohesivo.

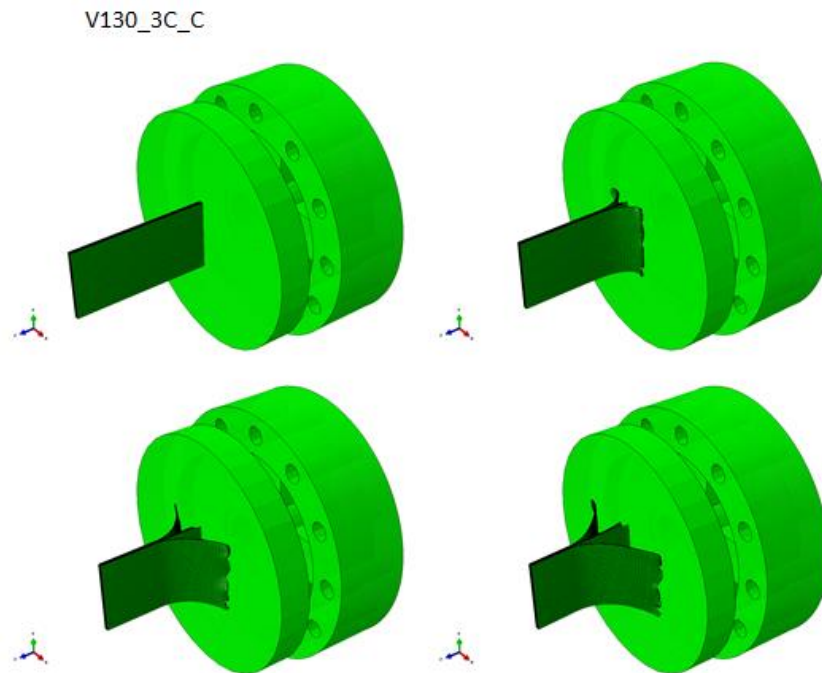


Figura 4. 7 Secuencia de impacto a la velocidad de 130 m/s para el modelo de tres cohesivos.

Tras las imágenes de las secuencias de impacto para los tres modelos a la velocidad de 130 m/s, se observa, como a medida que se introducen mayor cantidad de elementos cohesivos, se obtiene una mayor degradación del material compuesto. Esto sucede porque según aumenta el número de cohesivos los resultados se ajustan mejor al comportamiento real del material, y deja de comportarse como un material compacto simulado en el modelo de cero cohesivos, motivo por el que no se aprecia tanta erosión.

c) EROSIÓN PRODUCIDA EN EL MATERIAL COMPUESTO.

La erosión producida sobre el proyectil de material compuesto, corresponde a la longitud de este que ha sido separada de su posición inicial, es decir, del contacto efectivo entre láminas así como pérdida de su orientación inicial.

Sin embargo, cuando no hay cohesivos en el material compuesto, entonces se trata de eliminación de material. En este caso, se trata de material eliminado.

La siguiente gráfica representa la relación erosión o longitud de material eliminado en función de la velocidad, para los diferentes modelos de cero, uno y tres cohesivos.

Antes de comenzar a analizar los resultados obtenidos en la gráfica, cabría esperar que la erosión, aumentase en primer lugar según lo hace la velocidad de impacto. Puesto que, con velocidades de lanzamiento mayores, se esperaría mayores energías de impacto, aumentando considerablemente el daño producido.

En cuanto al número de cohesivos, de la misma manera, se entiende que al aumentar el número de estos, disminuya la homogeneidad del material en comparación con otro sin cohesivos que por el contrario es más compacto. Por lo que la adicción de cohesivos aumentaría la erosión y reflejaría mejor los resultados experimentales.

A continuación se observa la gráfica obtenida y los resultados.

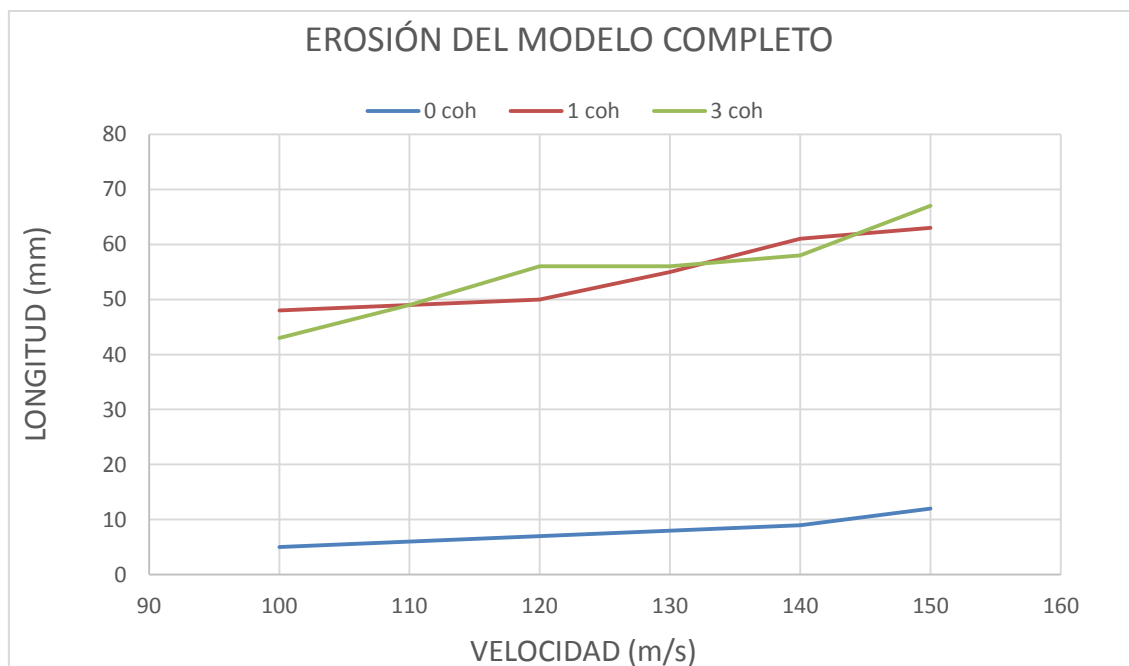


Figura 4. 8 Gráfica comparativa de la erosión producida en el modelo completo con los tres proyectiles.

En la gráfica, se observan dos parámetros determinantes en los resultados obtenidos.

Por un lado, se aprecia una clara influencia del número de elementos cohesivos en la longitud de material erosionado. Por otro, la velocidad también influye significativamente en la longitud erosionada. Se puede obtener por lo tanto dos líneas de tendencia, una que establece que a medida que se introducen más número de elementos cohesivos, se incrementa la erosión, y la otra, que según aumenta la velocidad de impacto, también lo hace la longitud de material eliminado del proyectil.

4.2. ANÁLISIS DE RESULTADOS DEL MODELO SIMPLIFICADO.

a) FUERZA EXPERIMENTADA POR EL MUELLE.

En este apartado, se analizan las fuerzas registradas en los resortes para cada uno de los tres modelos simplificados de cero, uno y tres cohesivos, observando todas las velocidades de impacto.

Se observará la tendencia en el valor de la fuerza, atendiendo a los parámetros de velocidad y número de cohesivos, y se obtendrán las conclusiones debidas al efecto.

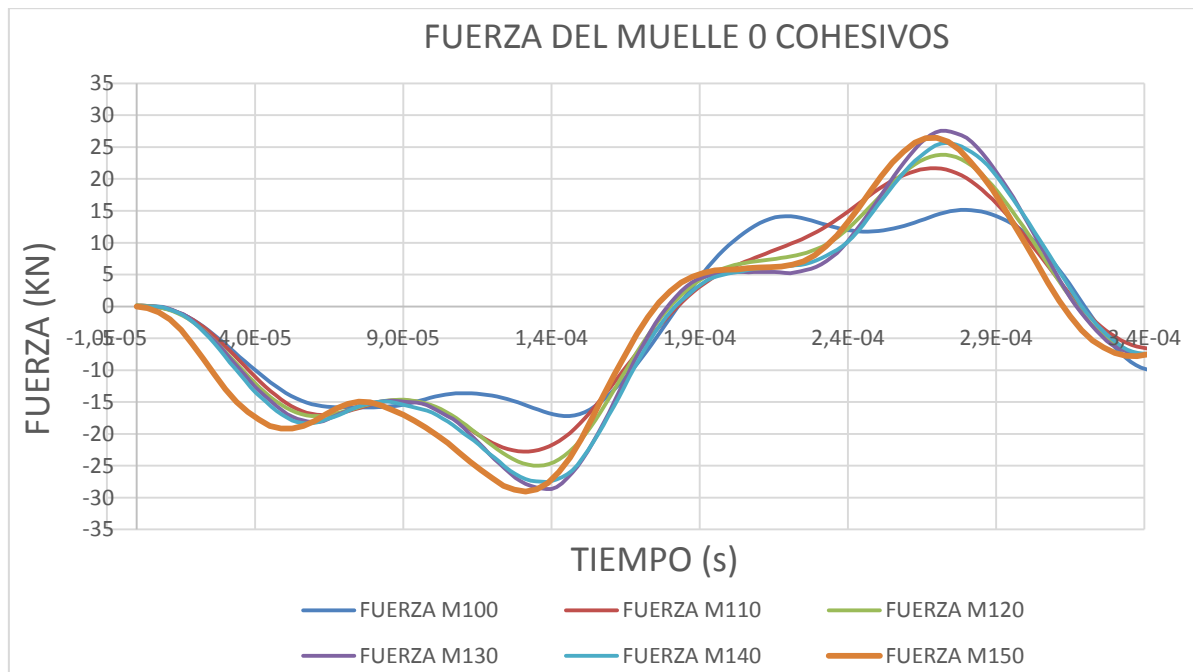


Figura 4. 9 Gráfica fuerza-tiempo del muelle simplificado del modelo de cero cohesivos.

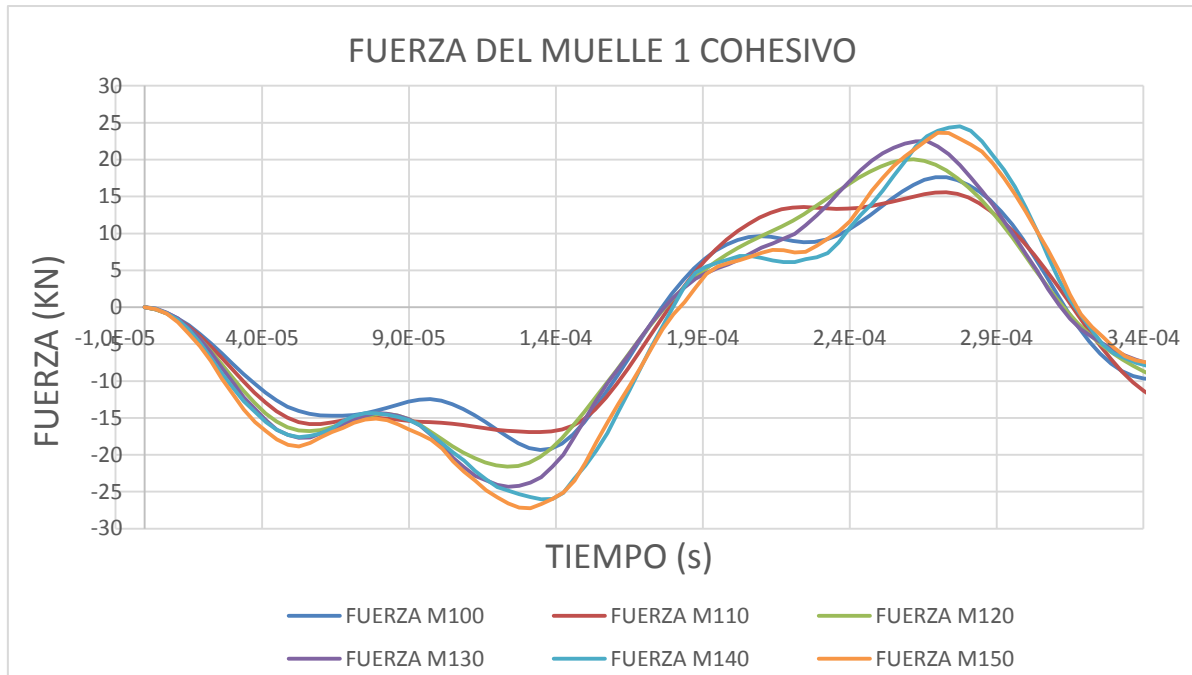


Figura 4. 10 Gráfica fuerza-tiempo del muelle simplificado del modelo de un cohesivo.

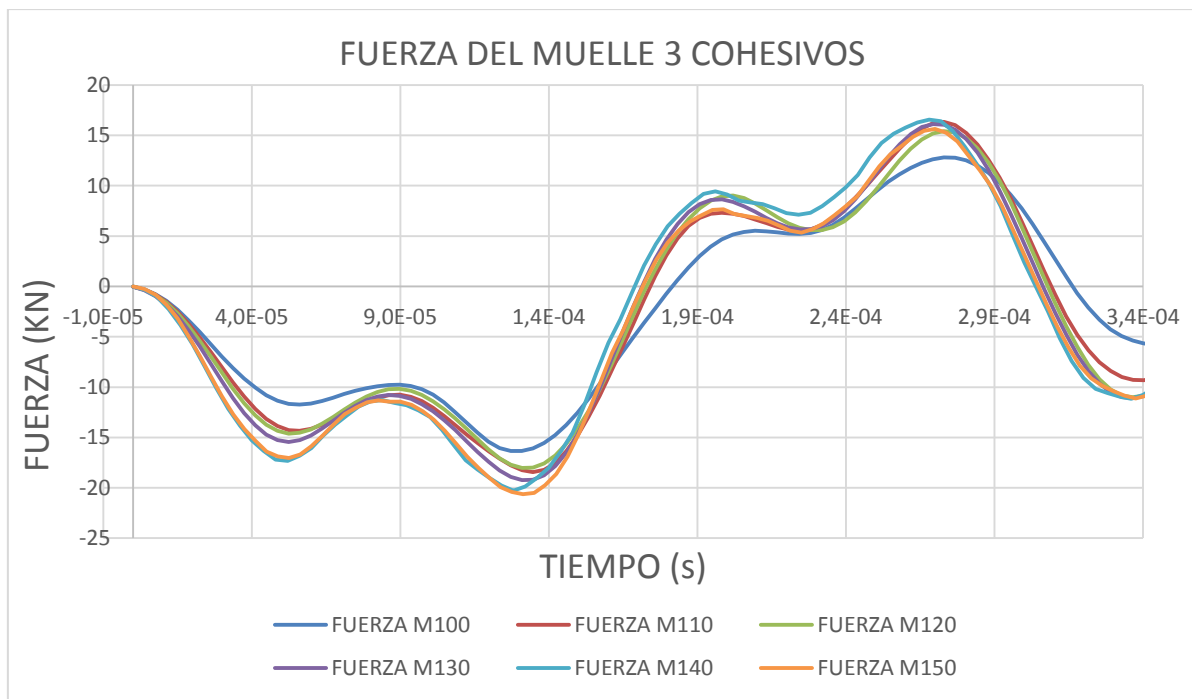


Figura 4. 11 Gráfica fuerza-tiempo del muelle simplificado del modelo de tres cohesivos.

Observando las gráficas se pueden extraer las mismas conclusiones que las que se recogieron en el modelo anterior en cuanto a la velocidad y a la fuerza.

Para la velocidad, en todos los modelos queda reflejado que según va aumentando la velocidad con la que el proyectil es lanzado, se registran valores

mayores de fuerza de la célula de carga, es decir, aumenta el tamaño de la gráfica en dirección vertical.

En lo que se refiere al número de cohesivos, al igual que sucedía en el modelo completo, se observa como la adicción de estos elementos, provoca que la célula de carga experimente unos valores de fuerza menores a medida que aumenta el número de cohesivos.

En este modelo, se observa cómo se corroboran los resultados obtenidos en el modelo completo, lo cual viene a indicar la garantía y fiabilidad que supone el modelo simplificado respecto al inicial, así como su validez de aplicación.

b) SECUENCIA DE IMPACTO PRODUCIDA.

En este apartado se muestra los momentos más representativos de la secuencia de impacto. Se han elegido momentos de impacto que corresponden al inicio del modelo, al impacto y comienzo de erosión del material, avance y aumento de la erosión, y último instante de impacto.

Para no mostrar una elevada cantidad de ilustraciones, se ha elegido la velocidad intermedia de lanzamiento de 130 m/s, representando para esta velocidad los tres modelos de cero, uno y tres cohesivos.

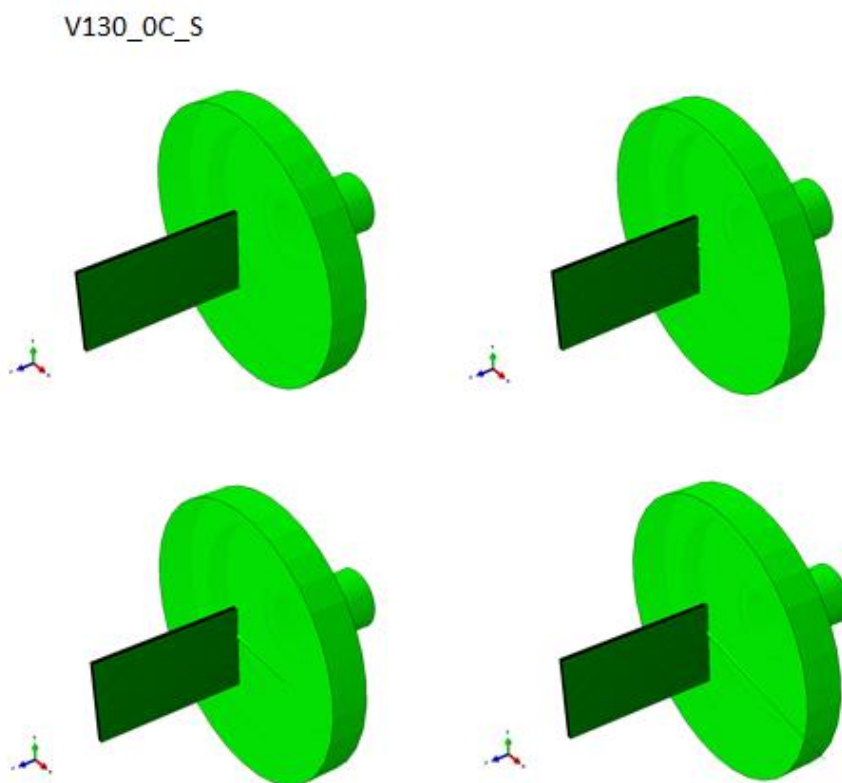


Figura 4. 12 Secuencia de impacto a la velocidad de 130 m/s para el modelo de cero cohesivos.

V130_1C_S

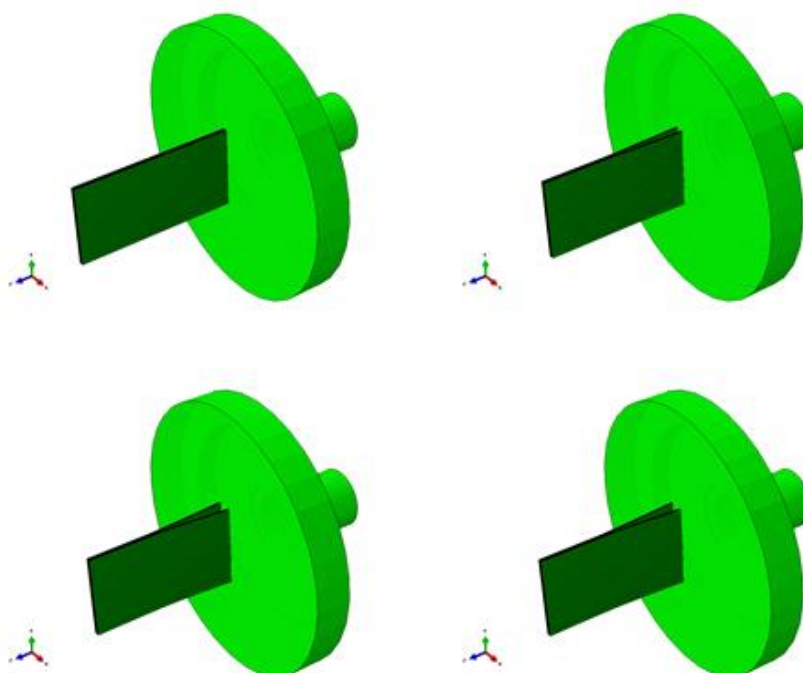


Figura 4. 13 Secuencia de impacto a la velocidad de 130 m/s para el modelo de un cohesivo.

V130_3C_S

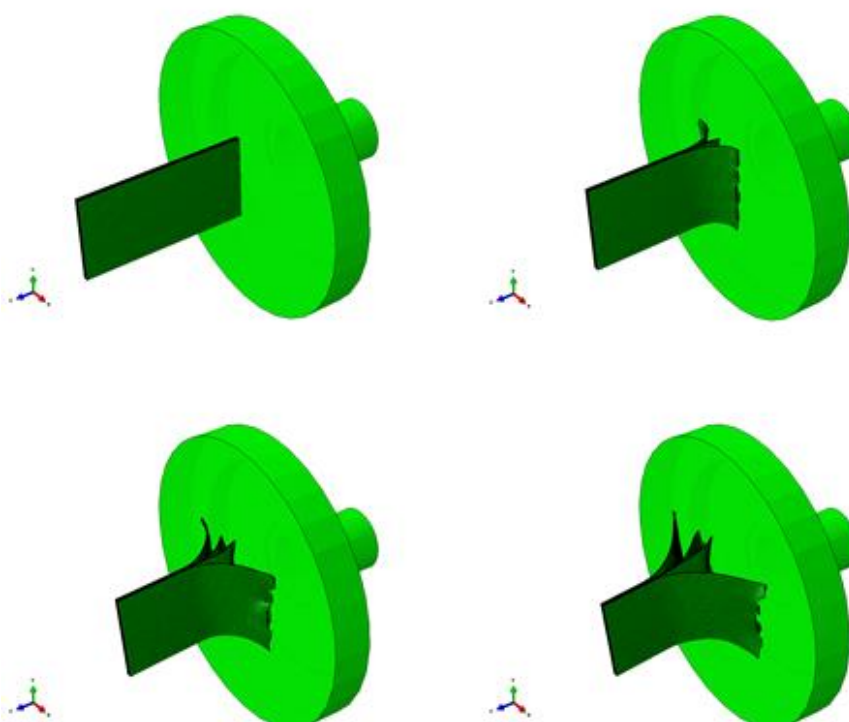


Figura 4. 14 Secuencia de impacto a la velocidad de 130 m/s para el modelo de tres cohesivos.

Tras las imágenes de las secuencias de impacto para los tres modelos a la velocidad de 130 m/s, se observa, como a medida que se introducen mayor cantidad de elementos cohesivos, se obtiene una mayor degradación del material compuesto. Esto sucede porque según aumenta el número de cohesivos los resultados se ajustan mejor al comportamiento real del material, y deja de comportarse como un material compacto simulado en el modelo de cero cohesivos, motivo por el que no se aprecia tanta erosión.

c) EROSIÓN PRODUCIDA EN EL MATERIAL COMPUESTO.

En este apartado, se estudia la erosión que se genera en el proyectil de material compuesto del modelo simplificado para los tres casos de estudio de cero, uno y tres cohesivos en una misma gráfica. De esta manera se puede ver y comparar la evolución de la erosión para cada velocidad entre cada modelo.

La siguiente gráfica representa la relación erosión o longitud de material eliminado en función de la velocidad, para los diferentes modelos de cero, uno y tres cohesivos.

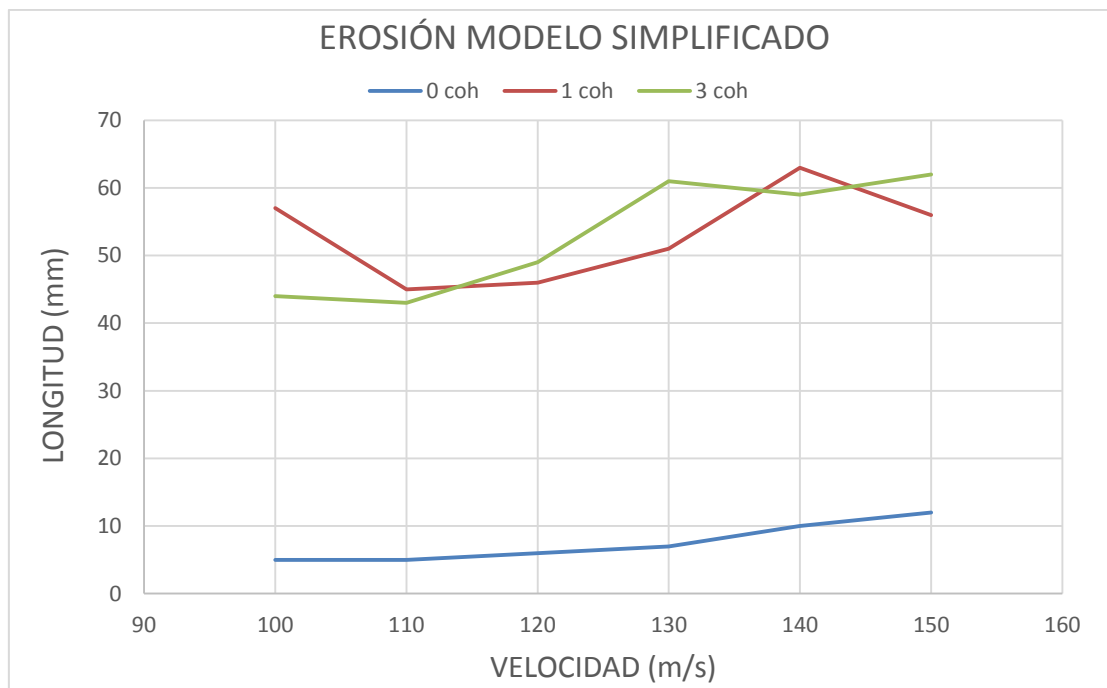


Figura 4. 15 Gráfica comparativa de la delaminación producida en el modelo simplificado con los tres proyectiles.

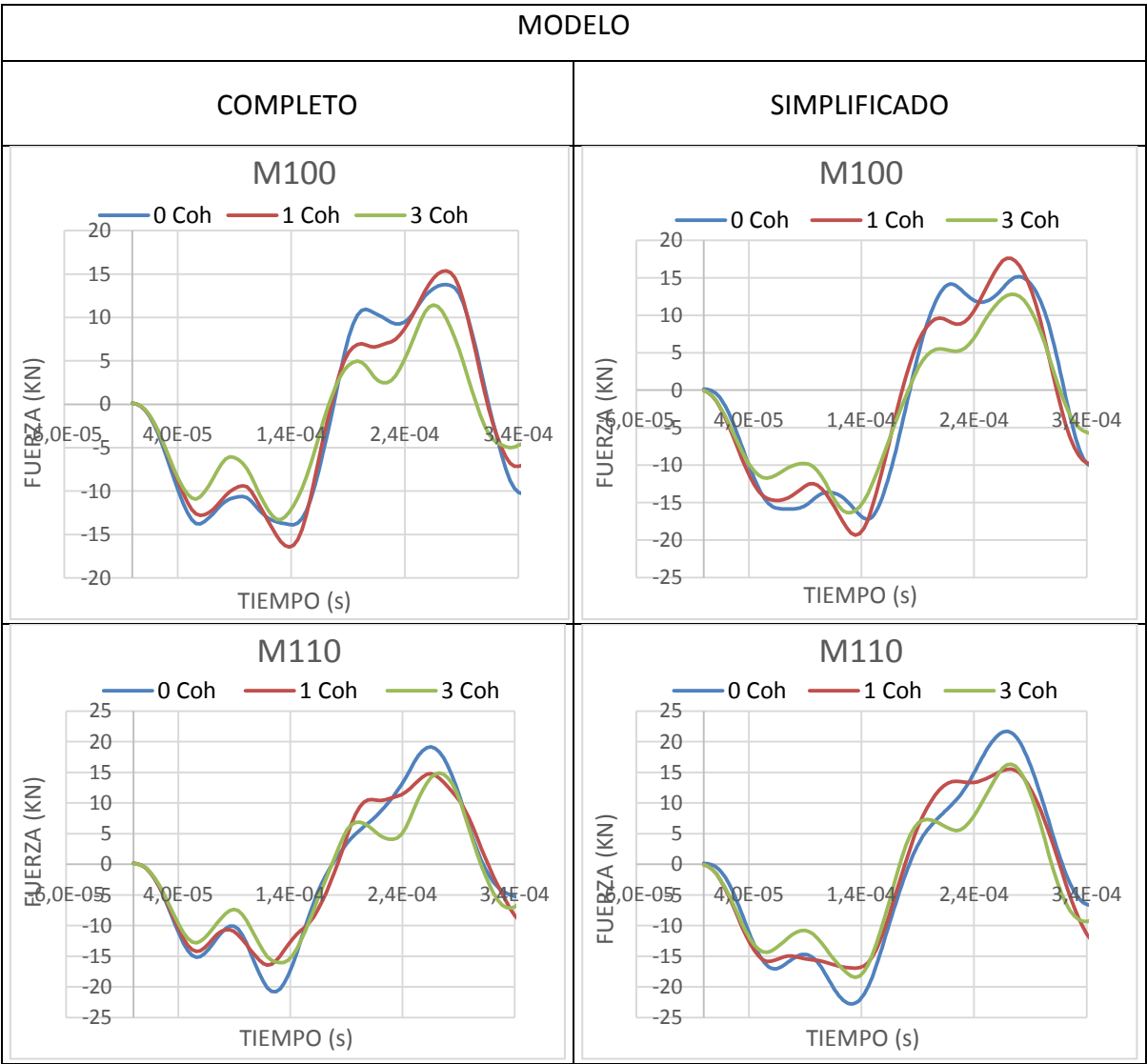
Los resultados y conclusiones obtenidas en este apartado son muy similares a los obtenidos en el caso del modelo completo.

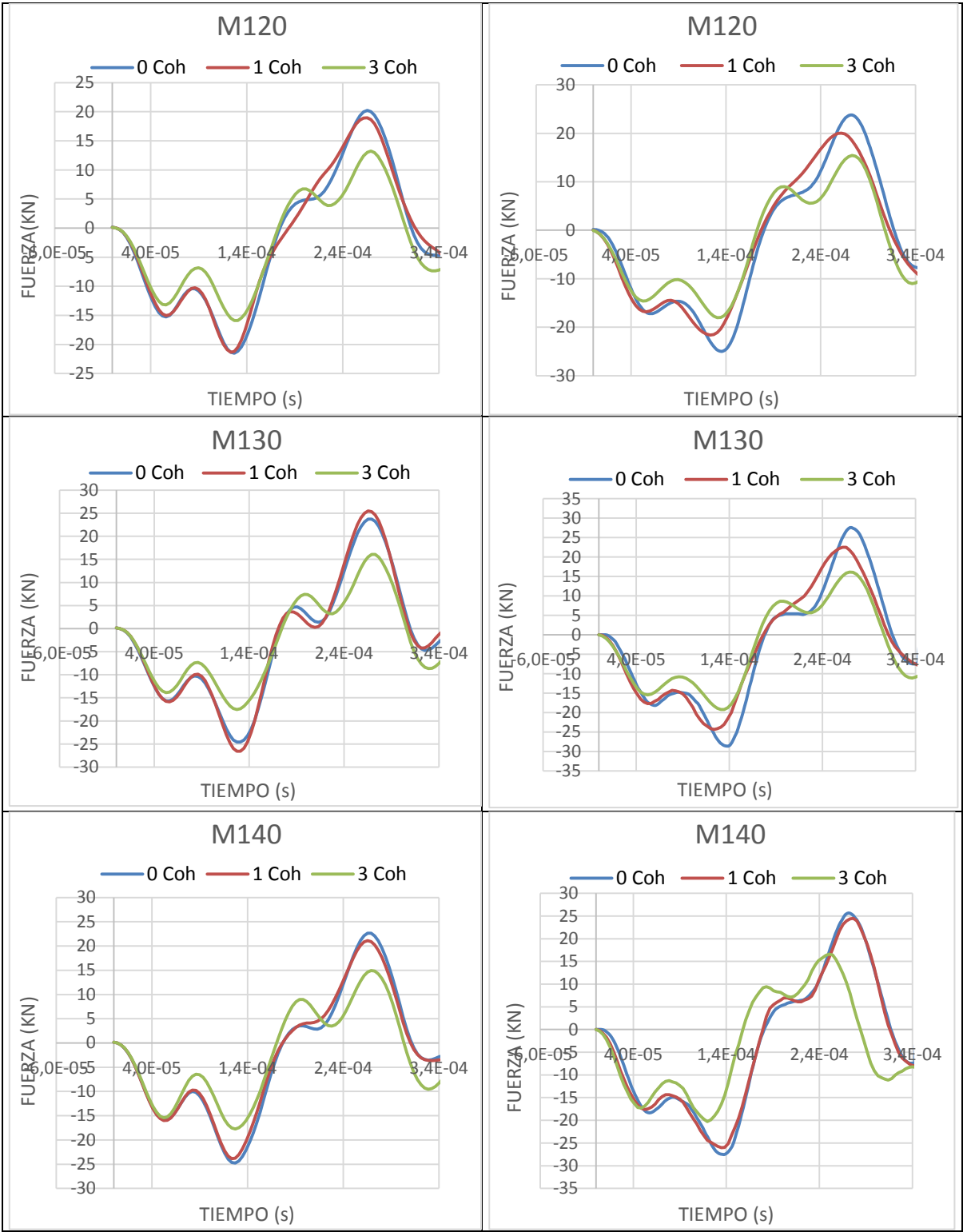
Por un lado, se aprecia una clara influencia del número de elementos cohesivos en la erosión generada. Generalmente se puede afirmar que a medida que se introducen más número de elementos cohesivos, se incrementa la erosión del material. Además según aumenta la velocidad de impacto, también lo hace la longitud de material eliminado del proyectil.

4.3. COMPARATIVA ENTRE EL MODELO COMPLETO Y EL SIMPLIFICADO.

a) FUERZA EXPERIMENTADA POR EL MUELLE.

En este apartado se detallan los gráficos dónde se muestran la comparativa de la fuerza registrada sobre los modelos completo y simplificado comparando para un mismo valor de velocidad los tres diferentes ensayos, correspondientes a cero, uno, y tres cohesivos.





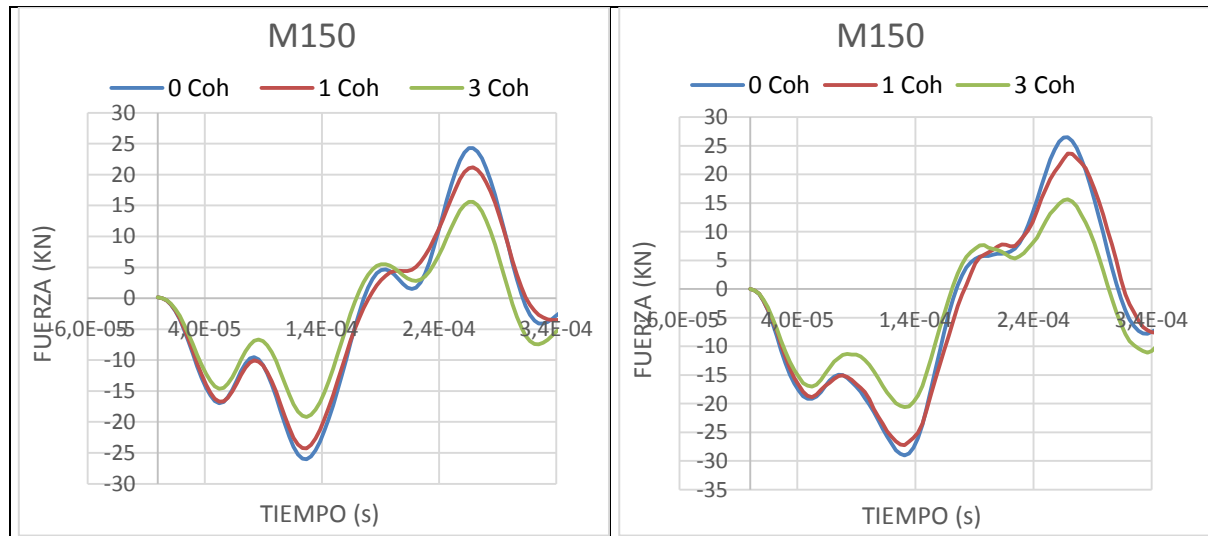


Figura 4. 16 Tabla comparativa de los valores registrados de fuerza de los tres ensayos a una velocidad dada de los modelos completo y simplificado.

De la gráfica se observa como característica fundamental, que a medida que se introducen mayor número de cohesivos en el modelo, se obtienen unos resultados que se ajustan mejor a los reales del modelo completo. Esto es debido a que se originan menores problemas en la simulación, el comportamiento del material es más realista, ya que al no introducir ningún cohesivo en el modelo de cero cohesivos, en realidad el material deja de comportarse como un material compuesto, y por tanto los resultados son peores.

Otra tendencia importante que queda reflejada es el aumento de la fuerza registrada, según aumenta la velocidad de lanzamiento.

En la tabla que se muestra a continuación se han recogido los valores más altos de fuerza para cada modelo, tanto del completo como del simplificado en sus diferentes ensayos de cero uno y tres cohesivos, se han comparado dichos valores de fuerza y se muestran el porcentaje de diferencia entre los mismos ensayos de ambos modelos.

	COMPLETO			SIMPLIFICADO		
	0_C	1_C	3_C	0_C	1_C	3_C
FUERZA (KN)	-26.03	-26.59	-19.01	-29.05	-27.24	-20.62
DIFERENCIA (%)	-10.39	-2.38	-7.80	10.39	2.38	7.80

Figura 4. 17 Tabla comparativa de los valores de fuerza máximos en cada modelo para cada ensayo de material compuesto y la diferencia entre ellos.

Como se puede observar existe una gran similitud entre ensayos análogos de ambos modelos, esta característica permite comprobar que los errores son pequeños de un modelo a otro puesto que el mayor porcentaje de diferencia entre ellos se encuentra alrededor del 10%.

b) SECUENCIA DE IMPACTO PRODUCIDA.

En apartados anteriores se mostraron secuencias de impacto del material compuesto. Se observó cómo no existía una apreciable diferencia entre los dos modelos (completo y simplificado), lo cual augura buenos resultados.

En este apartado se comparan las secuencias de impacto entre los modelos completo y simplificado, así como las diferencias más importantes que se dan de un modelo a otro con diferente número de elementos cohesivos.

En primer lugar, es importante mencionar la gran similitud en cuanto a los resultados obtenidos tanto en el modelo completo como en el experimental. Ya que la secuencia de impacto muestra una evolución paralela en ambos modelos. Esta similitud, permite corroborar la validez del modelo simplificado respecto al completo.

Por otro lado, se observa que la introducción de elementos cohesivos a la hora de simular el material compuesto, origina una secuencia de impacto diferente. Que origina un impacto en el que se aprecia rotura del material, en forma de separación de láminas más acentuada a medida que progresa el impacto y aumenta el número de cohesivos.

c) EROSIÓN PRODUCIDA EN EL MATERIAL COMPUESTO.

En apartados anteriores se mostraron gráficas de la erosión producida sobre el material compuesto. Se observó cómo no existía una apreciable diferencia entre los dos modelos (completo y simplificado), lo cual augura buenos resultados.

Para tener constancia de estos resultados se recopilan en este apartado los valores más significativos de erosión. En la tabla que se muestra a continuación se han recogido los valores más altos de erosión para cada modelo, tanto del completo como del simplificado en sus diferentes ensayos de cero uno y tres cohesivos, se han comparado dichos valores de erosión y se muestran el porcentaje de diferencia entre los mismos ensayos de ambos modelos.

	COMPLETO			SIMPLIFICADO		
	0_C	1_C	3_C	0_C	1_C	3_C
EROSIÓN (mm)	12	63	62	12	63	67
DIFERENCIA (%)	0	0	-7.46	0	0	7.46

Figura 4. 18 Tabla comparativa de los valores de fuerza máximos en cada modelo para cada ensayo de material compuesto y la diferencia entre ellos.

Como se puede observar existe una gran similitud entre ensayos análogos de ambos modelos, esta característica permite comprobar que los errores son pequeños de un modelo a otro puesto que el mayor porcentaje de diferencia entre ellos se encuentra alrededor del 7%. Por lo tanto se puede decir que el modelo simplificado es una aproximación muy buena del modelo completo.

5. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS.

5.1. CONCLUSIONES.

Las principales conclusiones que se han obtenido de este trabajo a la hora de modelar impactos de material compuesto contra una célula de carga son:

- La principal conclusión es que se ha cumplido el objetivo de este proyecto, generar un modelo en el que se recrease el impacto de un proyectil de material compuesto para estudiar la erosión del material, las fuerzas registradas sobre una célula de carga, y utilizar diferente cantidad de elementos cohesivos para la simulación del material compuesto que permitiera comparar dicho modelo con otro simplificado.
- Los valores de fuerza registrada sobre la célula de carga en el modelo completo y en el resorte en el modelo simplificado, así como la erosión producida en el material compuesto, aumentan considerablemente cuando aumenta la velocidad de lanzamiento del proyectil de material compuesto.
- Se ha observado que el uso de una mayor cantidad de elementos cohesivos a la hora de simular el material compuesto, permite ajustar el valor de la fuerza obtenida. Es lo que se esperaba, porque cuanto más cohesivos se utilicen mejor resulta la simulación, dado que también se está simulando su delaminación.
- También se ha observado tras comparar los resultados de erosión en el material compuesto para el modelo completo y el simplificado, que los errores son muy pequeños, dado la escasa diferencia en cuanto a valores de fuerza y erosión de un modelo a otro. Por lo tanto, el modelo simplificado utilizando el resorte simulando la célula de carga es un modelo numérico fiable para la representación y estudio del impacto.

5.2. TRABAJOS FUTUROS.

El presente trabajo abre la posibilidad ante diferentes trabajos futuros como pueden ser:

- Realizar una simulación del material compuesto más precisa, aumentando la cantidad de elementos cohesivos a la hora de recrear el material compuesto, introduciendo un cohesivo entre cada lámina para simular correctamente el fenómeno de la delaminación y estudiar así dicho fenómeno. Este trabajo permitirá también obtener unos datos más reales de simulación del impacto.
- Emplear más resortes para simular el sistema experimental completo, e introducir así en el análisis del modelo, los efectos de elementos como una plancha de acero y un bloque de hormigón. Que permita estudiar cómo afecta la inclusión de estos elementos a las fuerzas obtenidas, la erosión del material y observar la variabilidad de los resultados.
- Probar diferentes configuraciones de laminado, utilizando mayor diversidad de espesores, de materiales, variar el ángulo de impacto y comprobar cómo afectan la modificación de estos parámetros en los resultados. Estas variaciones permiten además obtener modelos numéricos más completos al considerar más variables.

6. REFERENCIAS.

- **[1]** Poveda Martínez, S., Materiales Compuestos. OpenCourseWare, Universidad Politécnica, Madrid, España.
- **[2]** CompositesWorld, High Performance Composites, September 2009. URL: <http://www.compositesworld.com/articles/resins-for-the-hot-zone-part-ii-bmises-benzoxazines-and-phthalonitriles>.
- **[3]** Evonik Industries, URL: <http://corporate.evonik.com/en/Pages/default.aspx>
- **[4]** Patente: Integral missile harness-fairing assembly, US 6343954 B1, US 09/593,204, 14 Jun 2000.
- **[5]** Tecnología de los composites / plásticos. Reforzados, Michaeli, Wegener, capella. Editorial Hanser, 1992, Barcelona.
- **[6]** Moreno Vicente, J., Modelización numérica y análisis de una unión atornillada mediante elementos finitos, Trabajo Fin de Grado (2013).
- **[7]** García Castillo, Kalamis, Shirley, Análisis de laminados de materiales compuestos con precarga en su plano y sometidos a impacto, Tesis Doctoral, 2007.
- **[8]** A. Miravete. Materiales compuestos. Cambridge University, Zaragoza Spain, 2000.
- **[9]** Mata Díaz, A., Análisis del impacto de un proyectil esférico sobre un laminado cinta, Proyecto Fin de Máster (2013).
- **[10]** James, F. Shackelford, Introducción a la ciencia de materiales para ingenieros, Pearson, Prentice Hall, 6ª Edición. (2007). ISBN: 978-84-205-4451-9

-
- **[11]** LoadstarSensors, Products, Load Cells, URL:
<http://www.loadstarsensors.com/what-is-a-load-cell.html>

 - **[12]** Interface, Products, Load Cells, URL:
<http://www.interfaceforce.com/index.php?Load-Cells&mod=products&filter=YToxOntzOig6ImNhdGVnb3J5IjtzOjE6IjEiO30=&pg=1>

 - **[13]** Coventry Scale Company, Load Cells, URL:
<http://www.coventryscale.co.uk/load-cells>

 - **[14]** Greve L, Pickett AK. Delamination testing and modelling for composite crash simulation. *Compos Sci Technol* 2006;66:816–26.

 - **[15]** Sergio A. Oller Aramayo , Liz G. Nallim, Sergio Oller Martínez, Material compuesto vs acero en el conformado de un rotor de turbina hidroeléctrica – ventajas en su utilización, *Revista Iberoamericana de Ingeniería Mecánica*. Vol. 16, Nº 1, pp. 03-16, 2012.

 - **[16]** Matthew David, Alastair F. Johnson, Effect of strain rate on the failure mechanisms and energy absorption in polymer composite elements under axial loading, 2014.

 - **[17]** Allix O, Ladeveze P. Interlaminar interface modelling for the prediction of delamination. *Compos Struct* 1992;22 (4):235–42.

 - **[18]** Edwards T, Composite Materials Revolutionise Aerospace Engineering. *IngeniaOnline*, 36, 25; 2008. Retrieved October 12, 2010, from URL:
<http://www.ingenia.org.uk/ingenia/issues/issue36/edwards.pdf>.

 - **[19]** Elementos de máquinas y vibraciones, Ingeniería Industrial, Departamento de Ingeniería Mecánica, Energética y de Materiales, Universidad Pública de Navarra.